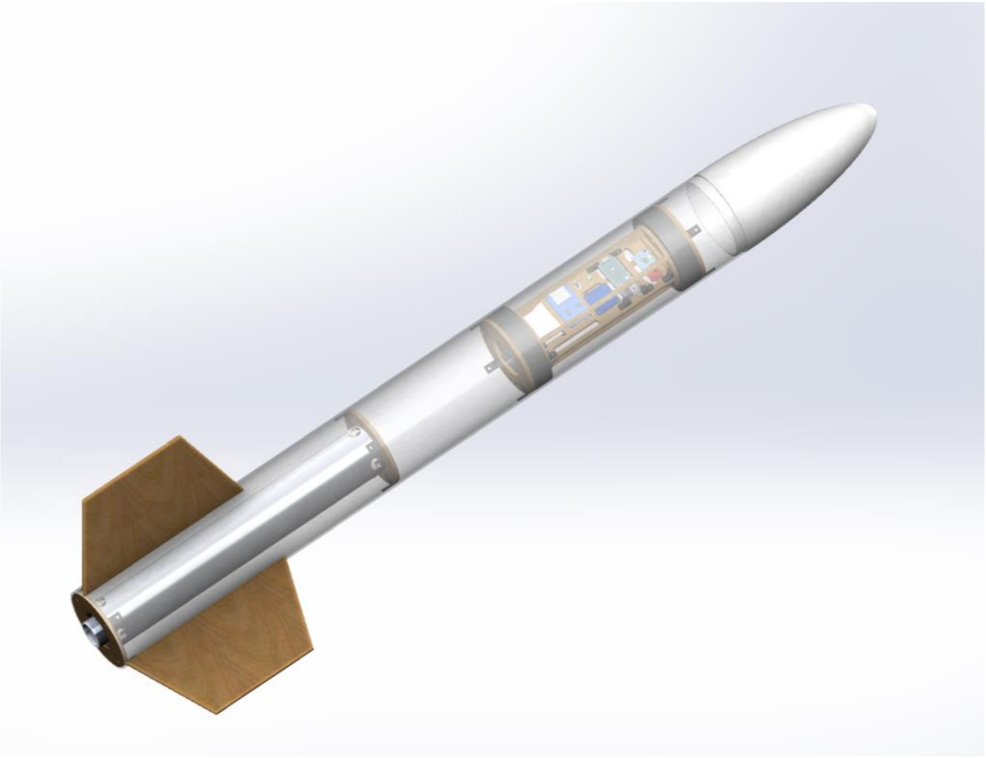
DON BOSCO
SINT-DENIJS-WESTREM

Onderzoek naar en ontwerp van neuskegel, motor en parachute voor het bouwen van een raket, uitgerust met elektronica

Auteurs: Nicholas Goga & Amon Slabbinck

Mentor: Eric Noordanus



Geïntegreerde proef ingediend tot het behalen van het studiegetuigschrift van het 6de jaar: Industriële Wetenschappen

Schooljaar 2022-2023

Woord vooraf

Wij zijn Nicholas en Amon, twee laatstejaarsleerlingen Industriële Wetenschappen aan Don Bosco Sint-Denijs-Westrem, School voor Wetenschap, Techniek en Design. Voor onze geïntegreerde proef hebben we gekozen voor een onderwerp dat ons beiden interesseert, namelijk de ruimtevaart.

Om de kers op de taart te zetten, deden wij afgelopen schooljaar onderzoek naar raketten. We hebben de verschillende onderdelen van de raket bestudeerd en daarbij hebben we de link gelegd tussen de verschillende schoolvakken. We zullen in dit dossier de nodige wetenschappelijke uitleg geven rond een raket. Ook willen we het traject beschrijven dat we afgelegd hebben bij het bouwen van onze eigen raket. Wij hebben ons de voorbije maanden verdiept in het dossier om correcte en duidelijke informatie mee te geven over hoe de basis van de ruimtevaart in elkaar zit. Dit is een onderwerp waar we ons graag in willen verdiepen met verdere studies. Dankzij de wiskundige en wetenschappelijke basis op deze school is dat zeker een mogelijkheid.

Hierbij willen wij onze dank uitdrukken aan volgende leerkrachten, die ons met de nodige kennis hebben geholpen en ondersteund: mijnheer Nico Baekelandt, voor de realisatie van de motor, mijnheer Bart De Geest, voor alle chemische en fysische onderdelen in dit dossier, mijnheer Nico De Ridder, voor de verschillende wiskundige onderdelen voor het bepalen van de vorm van de raket en mijnheer Eric Noordanus, voor de ondersteuning bij het elektronisch gedeelte en de verschillende andere onderdelen waarbij hij ons hielp als mentor.

Nicholas Goga & Amon Slabbinck

Gent, 30/05/2023

Inhoudsopgave

I. Inleiding ruimtevaart 5
1.1 Geschiedenis 5
1.2 Raketconstructeurs 6
1.3 Verschillende raketontwerpen 7
1.4 Ge-3D-printe raketten 8
1.5 Lift-off 8
1.6 Lanceerplatform 9
1.7 Milieu 9
1.8 Nucleaire energiesystemen 9
1.8.1 Radio-isotope Power Systems 9
1.8.2 Plutionium-238 10
1.9 Stuur- en navigatiesystemen 10
1.10 Brandstof 13
1.11 Space Shuttle VS SLS 14
1.12 Koeling 16
1.12.1 Vloeibare stikstof 16
1.13 Wetenschappelijk nut van een raket 16
1.14 Wetenschappelijk nut van een modelraket 16
1.15 ISS 17
1.16 Neus 18
1.17 Re-entry 19
1.17.1 Parachute 19
1.17.2 Verschillende soorten parachutes 20
1.18 Vinnen 21
II. Aerodynamica van de raket 22
2.1 Aerodynamica 22
2.1.1 Grenslaag 22
2.1.2 Draagkracht 23
2.1.3 Weerstandskracht 24
2.1.4 Drukpunt 24
2.2 Neus 25
2.2.1 Verschillende vormen 26
2.2.2 Simulatie 29
2.3 Vinnen 33

2.3.1 Vorm 35
2.3.2 Aantal 36
III. Avionics 37
3.1 Algemeen 37
3.2 Arduino 37
3.3 Communicatie 38
3.3.1 I²C 38
3.3.2 SPI 39
3.4 Voeding 41
3.5 Hoogtemeting 41
3.6 GPS 43
3.6.1 Werking GPS 43
3.6.2 Data ontcijferen 44
3.7 Gyroscoop en versnellingsmeter 45
3.7.1 MEMS 45
3.8 Datalogger 46
3.9 Videomateriaal 47
3.10 Airtag 47
3.11 Code 47
IV. Parachute 50
4.1 Aerodynamica van de parachute 50
4.2 Valbeweging met luchtweerstand 51
4.3 Materialen 54
4.4 Uitwerpmechanismen 54
4.4.1 Door middel van een mechanisch systeem 55
4.4.2 Door middel van een uitstootlading 56
4.5 Proefondernemingen 57
V. De motor 58
5.1 Voortstuwingskracht 58
5.2 Straalpijp 60
5.2.1 Straalpijp prestaties 61
5.2.2 Vorm straalpijp 66
5.3 Stuwkracht coëfficiënt 68
5.4 Impuls van een motor 69
5.5 Verbrandingssnelheid 71
5.6 KNSB 73

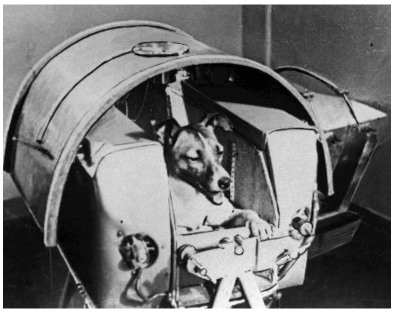
5.6.1 Kaliumnitraat 73
5.6.2 Sorbitol 73
5.6.3 Glycerine 74
5.6.4 IJzeroxide 74
5.6.5 KNSB VS KNSU 74
5.7 Software 75
VI. De bouw van de motor 76
6.1 Behuizing 76
6.1.1 Epoxy 78
6.2 Brandstof 79
6.3 Testrail 1 80
6.4 Motor tests 81
6.5 Aluminium motor 83
6.5.1 Afmetingen 83
6.5.2 Het maken van de motor 84
6.5.3 Brandstof 85
6.5.4 AutoCAD 86
6.6 Testrail 2 92
6.7 Load cell 93
6.8 Test van de aluminium motor 94
VII. Bouw van de raket 96
7.1 De eerste raket 96
7.1.1 Neus en vinnen 96
7.1.2 Parachute 97
7.2 De eerste test 97
7.3 De tweede test 98
7.4 Grote raket 99
VIII. Logboek 100
IX. Bibliografie 104

I. Inleiding ruimtevaart

De officiële definitie van een raket is: 'Een raket is een voorwerp voortgedreven door een reactiemotor met de benodigde reactiemassa aan boord.' Dit wil zeggen dat elk voorwerp dat wordt voortgedreven door een reactiemotor een raket is, dus in dit geval worden vuurpijlen (vuurwerk) ook als een raket beschouwd. Wij gaan in ons project eerder uitweiden over de wetenschappelijke 'space rockets' of ruimteraketten. Deze raketten zijn bedoeld om mensen of apparatuur buiten de aarde en in de ruimte te krijgen.

1.1 Geschiedenis

De geschiedenis van de ruimtevaart gaat ver terug en is gebaseerd op de uitvinding van vuurpijlen in de oudheid door de Chinese bevolking. Het concept van een raket die objecten naar de ruimte kan vervoeren kwam pas in 1926. Toen lanceerde de Amerikaanse ingenieur Robert Goddard de eerste succesvolle vloeibare brandstofraket, maar het was de Duitse ingenieur Wernher von Braun die de grootste stappen heeft gezet richting de ruimtevaart die we vandaag kennen.


Figuur 2: Laika

[1]De Koude Oorlog was een cruciale periode voor de ruimtevaart. Tijdens deze periode, van de late jaren 40 tot de late jaren 1980, was er een strijd tussen de Verenigde Staten en de Sovjet-Unie. Dit resulteerde in een race om te zien wie het verst in de ruimte kon reiken. De Sovjets namen de uitdaging aan door in 1957 de eerste satelliet, Sputnik 1, te lanceren, en niet lang daarna Sputnik 2, waar de hond Laika als eerste de ruimte heeft bereikt, en terug levend op aarde toekwam. Joeri Gagarin bereikte in 1961, als eerste mens de ruimte. Dit leidde tot de versterking van het ruimtevaartprogramma in de VS en het ontstaan van de National Aeronautics and Space Administration (NASA) waar ook Wernher von Braun na de tweede wereldoorlog werd aangenomen. Hierdoor werd astronaut Neil Armstrong in 1969 de eerste mens op de maan. Tijdens de Apollo 11 missie, die ook bemand werd door Buzz Aldrin en Michael Collins. De concurrentie in de ruimtevaart tijdens de Koude Oorlog beïnvloedde de wereldwijde technologische ontwikkeling door landen te dwingen nieuwe technologieën te ontwikkelen zoals raketten, satellieten en communicatiesystemen. Deze technologieën brachten niet alleen de ruimtevaart vooruit, maar vormden ook de basis voor vele technologieën die we tegenwoordig gebruiken.

Figuur 1: Maanlander

In de laatste jaren is er veel verbeterd op het gebied van raketbrandstoffen en stuursystemen, wat leidt tot een meer efficiënte en milieuvriendelijke manier om te lanceren. Het groeiende aandeel van privébedrijven en start-ups in de ruimtevaart zorgt voor veel innovatie en het verder verbeteren van de rakettechnologieën.

[1] Bron: Royal Museums Greenwich, Space Race Timeline

1.2 Raketconstructeurs

De grootste raketfabrikanten zijn bedrijven die raketten bouwen voor commerciële en overheidsdoeleinden, zoals het lanceren van satellieten en het vervoeren van mensen en vracht naar het ruimtestation.

Een van de grootste raketfabrikanten is SpaceX, een Amerikaans bedrijf opgericht door Elon Musk. SpaceX bouwt raketten zoals de Falcon 9 en Falcon Heavy, die geschikt zijn voor het lanceren van satellieten en het vervoeren van mensen en vracht naar het ruimtestation. SpaceX werkt ook aan de Starship-raket, die geschikt zou moeten zijn voor bemande missies naar Mars.

Figuur 3: SpaceX Logo

Een andere grote raketfabrikant is Arianespace, een Frans bedrijf dat voornamelijk raketten bouwt voor commerciële lanceringen van satellieten. Arianespace maakt voornamelijk gebruik van grote raketten, zoals de Ariane 5 en Ariane 6, die geschikt zijn voor het lanceren van zware satellieten. Arianespace heeft ook plannen om te werken aan de Ariane 6.2-raket, die meer flexibiliteit en lagere kosten zou moeten bieden voor lanceringen.

Figuur 4: ArianeSpace Logo

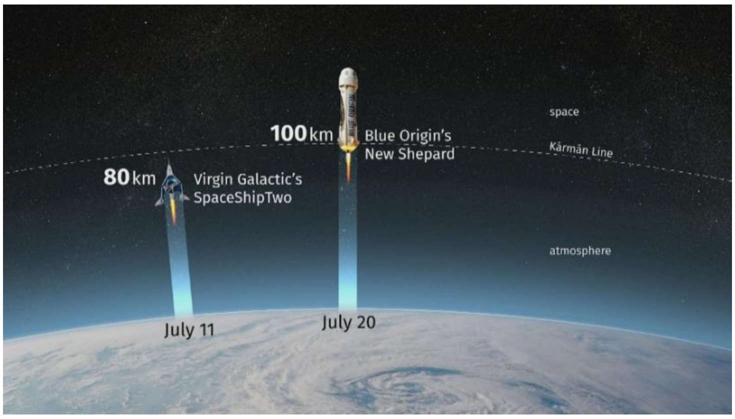
Een andere belangrijke raketfabrikant is United Launch Alliance (ULA), een Amerikaans bedrijf dat is opgericht door Lockheed Martin en Boeing. ULA bouwt raketten zoals de Delta IV en Atlas V, die geschikt zijn voor het lanceren van zware satellieten en andere ruimtevaartuigen. ULA werkt ook aan de Vulcan-raket, die geschikt zou moeten zijn voor het lanceren van zware satellieten en onderdelen, deze is bedoeld om de Atlas V en Delta IV te vervangen.

Figuur 5: United Launch Alliance Logo

Een andere belangrijke speler in de raketindustrie is Roscosmos, de Russische ruimtevaartorganisatie opgericht in 1992. Ze zijn verantwoordelijk voor de lancering van veel cruciale ruimtemissies en de Sojoez-ruimtecapsule. Ze hebben samengewerkt met internationale partners, waaronder NASA om het ISS te maken. De samenwerking met de Amerikaanse overheidsinstantie is er nog altijd, maar verloopt stroef vanwege het conflict tussen Rusland en Oekraïne. Roscosmos blijft actief bezig met de ontwikkeling van verbeterde raketten, zoals de Irtysh/Soyuz-5 en de Angara.

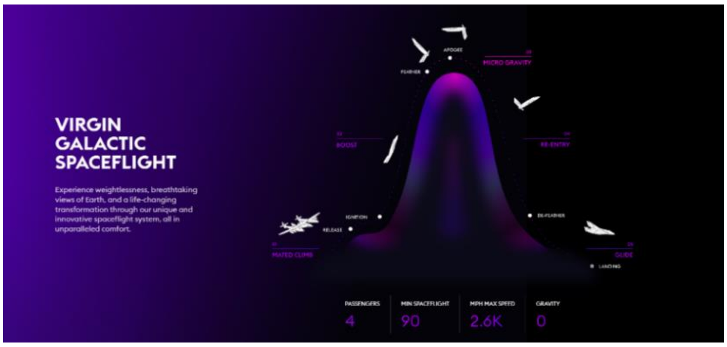
Figuur 6: Roscosmos Logo

Er zijn ook andere grote spelers die momenteel op de commerciële markt vluchten aanbieden. Ook al maken ze zelf hun raketten, we vinden dat deze bedrijven niet volledig aan de voorwaarden van de definitie van een ruimteraket voldoen, aangezien deze winstgerichte bedrijven geen volledige orbitale vluchten uitvoeren enkel suborbitale vluchten die geen baan om de aarde maken. Dit gaat hier dan voornamelijk over Blue Origin en Virgin Galactic.

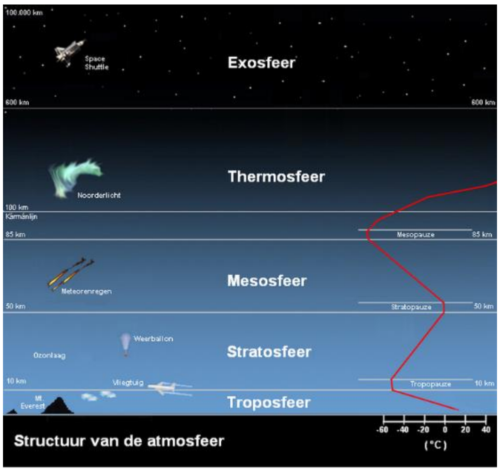


In het algemeen betekent orbitaal dat een voorwerp in een baan om een hemellichaam draait, zoals een satelliet om de aarde. Sub orbitaal betekent dat het voorwerp niet in een baan om een hemellichaam draait, maar dat het alleen boven het oppervlak van het hemellichaam vliegt voordat het terug naar beneden valt. Dit betekent dat suborbitale vluchten niet volledig de grens tussen de aarde en de ruimte overschrijden, terwijl orbitale vluchten dit wel doen.

[2]Virgin Galactic heeft ook een andere manier van lanceren. Door hun draag-vliegtuig VMS Eve te gebruiken, brengen ze het ruimteschip eerst tot op een hoogte van 50.000 voet (15.000 meter), waarna het vliegtuig loskoppelt en het ruimteschip zelf vertrekt tot een hoogte van ongeveer 80.000 meter. Dit is een zeer innovatief project aangezien je geen groot lanceerplatform nodig hebt en dit makkelijker te onderhouden is.



Figuur 8: Vluchtverloop VMS Eve



Figuur 9: Structuur van de atmosfeer

[3]Zoals eerder vermeld zullen wij ons vooral focussen op volledige orbitale ruimteschepen en vluchten die boven de kármánlijn gaan. Dit is een denkbeeldige lijn die zich in de Thermosfeer bevindt, op een 100 km van het zeeniveau. Maar er zijn ook lagere suborbitale raketten, geleide raketwapen, vuurwerk, uitwerpstoelen (die als raket worden beschouwd aangezien dit vaak werkt op basis van een reactiemotor) en natuurlijk modelraketten, die niet zo hoog gaan als al die anderen. Dit laatste gaan wij verder in dit project onderzoeken en zelf maken, maar allereerst moeten wij de werking van een raket kunnen begrijpen, voordat wij verder kunnen met het maken van een eigen versie.

Er zijn verschillende ingenieurs betrokken bij het ontwerpen en maken van een raket, hierbij zijn er vooral lucht- en ruimtevaartingenieurs (aerospace engineers) nodig, maar ook veel burgerlijke en computeringenieurs om alle berekeningen en verschillende softwarepakketten te maken en te verifiëren.

1.3 Verschillende raketontwerpen

De raketontwerpen van de belangrijkste fabrikanten verschillen in allerlei aspecten, zoals grootte, gewicht, brandstoftype, aantal brandstofstages en de specifieke doeleinden waarvoor de raketten worden gebruikt. Enkele belangrijke raketfabrikanten zijn bijvoorbeeld SpaceX, die raketten bouwt voor zowel commerciële als overheidsdoeleinden, en Arianespace, die voornamelijk raketten bouwt voor commerciële lanceringen van satellieten.

[2] Bron: Virgin Galactic
[3] Bron: Noodweer, De verschillende luchtlagen in de atmosfeer

De raketten van SpaceX, zoals de Falcon 9 en Falcon Heavy, zijn relatief kleiner en lichter dan die van Arianespace, maar ze zijn ontworpen om hoge prestaties te leveren en een hoge betrouwbaarheid te bieden. Arianespace maakt voornamelijk gebruik van grote raketten, zoals de Ariane 5 en Ariane 6, die geschikt zijn voor het lanceren van zware satellieten. Een ander belangrijk verschil tussen de raketontwerpen van verschillende fabrikanten is het type brandstof dat wordt gebruikt. Sommige fabrikanten, zoals SpaceX, maken voornamelijk gebruik van koolstofvezel om de raketten te bouwen en gebruiken kerosine als brandstof, terwijl andere fabrikanten, zoals Arianespace, voornamelijk gebruikmaken van staal en aluminium en gebruiken raketbrandstof. Het type brandstof dat wordt gebruikt kan van invloed zijn op de prestaties en het gewicht van de raket en kan ook van invloed zijn op de kosten en het milieueffect van de lancering.

Ieder van deze aspecten kan van invloed zijn op de prestaties, betrouwbaarheid, kosten en milieueffecten van de raketten.

1.4 Ge-3D-printe raketten

Onze raket en ons project draait om het feit dat deze deels ge-3D-print is. Maar verbazingwekkend genoeg zijn wij niet de enige die dit doen, zelfs de grote aeronautische instanties experimenteren met ge-3D-printe rakketen, zoals Rocket Lab en NASA ze gebruiken metaal, meer bepaald aluminium, als filament.

Er zijn verschillende bedrijven die zich hiermee bezighouden, maar het grootste bedrijf dat een volledige raket in zestig dagen kan printen is Relativity Space. Zij printen alle onderdelen van de raket, de brandstoftanks, de motoren, de capsules met een speciale 3D-printer die het aluminium last aan de rest van de raket. Die printer smelt het aluminium op zijn smeltpunt (660°C) zodat de hele romp van de raket beetje bij beetje aan elkaar wordt gesmolten. Het printen gebeurt aan een snelheid van 25 cm/s, ter vergelijking: een FDM-printer, die wij ook gebruiken, realiseert een maximale snelheid van 6 cm/s, wat veel trager is.

Het printen van een raket brengt enorm veel voordelen mee, want doordat het geprint wordt en niet op traditionele wijze wordt gemaakt, is er minder werk nodig om de hulpmiddelen te bouwen die nodig zijn voor deze grote raket. Je zou ook denken dat de ‘ruwheid’ die het 3D-printen veroorzaakt aan de romp een belangrijke rol speelt bij de aerodynamica, maar uit de verschillende tests uitgevoerd door Relativity Space zelf merken ze daar geen verschil in. Dit hebben ze gedaan door simulaties voor het printen van de raket en ook door tests na het printen van de raket. Bij NASA (ULA), SpaceX en Rocket lab printen ze vooral kleine onderdelen zoals injectoren voor de brandstof, en dit op dezelfde manier zoals de hele raket wordt geprint bij Relativity Space.

Dit project kan grote gevolgen hebben voor automatisatie binnen de ruimtevaartindustrie, aangezien verschillende vliegtuigbouwers dit ook in de toekomst zouden kunnen gebruiken, maar dan moet dit bedrijf eerst meer onderzoek doen en verschillende raketten lanceren om zeker te zijn dat dit veilig genoeg is.

1.5 Lift-off

Bij een raketlancering worden er vele metalen en brandstoffen in een fractie van een seconde omgezet in snelheid en energie. Vóór de lancering vindt er een uitgebreide voorbereiding plaats, waarbij het weer en de technische staat van de raket nauwkeurig worden gecontroleerd.

Op het moment van lift-off gebeurt er een enorme uitbarsting van energie, wanneer de brandstoffen in de raket onder hoge druk worden verbrand en uit de motoren ontsnappen. Dit creëert enorme krachten die de raket de lucht in stuwen. Gedurende de eerste minuten van de lancering is de raket het meest kwetsbaar, aangezien kleine problemen met de motoren of de stuwkracht kunnen leiden tot een mislukte lancering. Maar als alles volgens plan verloopt, blijft de raket stijgen tot hij de beoogde baan bereikt.

1.6 Lanceerplatform

Waar worden raketten gelanceerd? Er zijn verschillende lanceerplatformen: Cape Canaveral in Amerika is het meest gekende en de Kosmodroom Bajkonoer in Kazachstan is het grootste lanceerplatform ter wereld. Hier worden Russische Soyuz-raketten gelanceerd. Zoals je ziet zijn er veel lanceerplekken dicht bij de evenaar, aangezien het ideaal is om dichter bij de evenaar te lanceren omdat de evenaar sneller roteert tegenover de polen van de aarde.

Figuur 10: Lanceersites grafisch voorgesteld volgens aantal lanceringen

1.7 Milieu

Er is een grote positieve impact op het milieu door de bijdrage en verbetering van technologie en wetenschap, waardoor er inzichten kunnen worden verkregen in de aarde en het universum en het effect van duurzame technologieën op aarde gemeten kunnen worden, zoals door satelliet-gestuurde weersystemen die de uitstoot van broeikasgassen kunnen verminderen door precieze weersvoorspellingen te bieden. Hierdoor kunnen verschillende sectoren beter plannen en uitvoeren, dit vooral voor de landbouw en de energieproductie (windmolens en zonnepanelen). Alle gegevens die door deze satellieten worden verzameld kunnen ons helpen om de klimaatverandering te monitoren en kunnen ons helpen inzien dat er extra maatregelen moeten komen om de uitstoot te beperken.

Het is echter ook belangrijk dat, ondanks de waardevolle bijdragen van de ruimtevaart aan de wetenschap en technologie, de milieueffecten op onze aarde aandacht krijgen. Het is belangrijk om deze effecten zorgvuldig te overwegen en waar mogelijk te beperken.

1.8 Nucleaire energiesystemen

Nucleaire energie in de ruimte is een mogelijke oplossing voor het verkrijgen van energie voor ruimtevaartuigen en ruimtestations. Nucleaire energiebronnen, zoals radioactieve isotopen, kunnen worden gebruikt om elektriciteit te genereren zonder afhankelijk te zijn van zonlicht of andere externe energiebronnen. Dit is vooral nuttig voor ruimtevaartuigen die ver van de aarde verwijderd zijn en geen toegang hebben tot de nodige hulpbronnen, net zoals bij de vele missies die gedaan zijn om verschillende planeten te onderzoeken.

1.8.1 Radio-isotope Power Systems

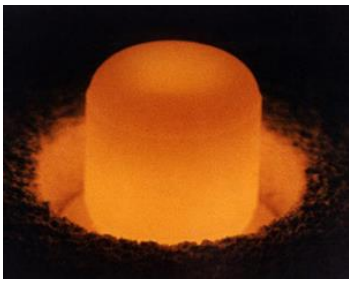
[4]Radio-isotope Power Systems (RPS) zijn specifiek ontworpen om te gebruiken in de ruimte.

[4] Bron: NASA, About RPS

Deze systemen maken gebruik van radioactieve materialen, zoals plutonium-238 om elektriciteit op te wekken door middel van het thermo-elektrisch effect. De warmte die vrijkomt bij de natuurlijke radioactiviteit van het materiaal wordt omgezet in elektriciteit. RPS is een zeer betrouwbare en efficiënte energiebron die al decennia wordt gebruikt om de ruimtevaart te verbeteren Er zijn in het verleden veel missies geweest die gebruik hebben gemaakt van de RPS waaronder beide Voyager probes, verschillende missies voor het analyseren van planeten, dwergplaneten, manen, de zon, en kometen, waaronder de kuipergordel voorbij de baan van Neptunus. Ook maken de verschillende Mars missies en rovers gebruikt van de RPS. Desondanks de vele voordelen van RPS, zijn er ook zorgen. Het gebruik van radioactieve materialen in de ruimte brengt bepaalde bedreigingen met zich mee, zoals straling die kan ontsnappen en milieuschade bij eventuele neerstortingen.

1.8.2 Plutionium-238

[5]Plutonium-238 is een radioactieve isotoop van plutonium en wordt vooral gebruikt als energiebron bij een RPS. Het wordt geproduceerd door het verrijken van natuurlijke plutonium-239 isotopen, die vaak als bijproduct van uranium-235 kernreacties worden geproduceerd. Plutonium-238 heeft een halfwaardetijd van 87,7 jaar en geeft bijna uitsluitend alfastraling af, het produceert veel warmte door natuurlijke radioactiviteit. Deze warmte kan worden omgezet in elektriciteit door het thermo-elektrisch effect en is daarom een uitstekende keuze voor ruimtevaartuigen die zich ver van de aarde bevinden en afhankelijk zijn van interne energiebronnen. RPS is speciaal ontworpen om deze radioactieve isotoop te gebruiken als energiebron.



Figuur 11: : Een gloeiende cilinder $^{238}PuO_2$

1.9 Stuur- en navigatiesystemen

Stuur- en navigatiesystemen zijn essentieel voor het succes van een raketlancering aangezien ze de precieze beweging en koers van de raket bepalen, maar ook zorgen voor de noodzakelijke aanpassingen tijdens de vlucht. Deze systemen zijn zeer nauwkeurig en betrouwbaar zodat er geen fouten optreden die de missie in gevaar zouden kunnen brengen. De meest belangrijke sensoren zijn accelerometers, gyroscopen, stuurhoeksensoren (AOA) en snelheidssensoren waarmee de boordcomputers de verschillende parameters analyseert en hierdoor de precieze positie en snelheid kan doorgegeven worden aan het commandocentrum. Zij kunnen met die gegevens eventuele correcties maken vanop afstand.

Er zijn twee grote verschillende navigatiesystemen die gebruikt worden in de ruimtevaart, het welgekende GNSS-navigatiesysteem en traagheidsnavigatie, ook wel gekend als INS (Inertial Navigation System).

GNSS-navigatie

Dit navigatiesysteem maakt gebruik van de verschillende Global Navigation Satellite system (GNSS) die zich al in de ruimte bevinden. Het ontvangt het GNSS-signaal en berekent hiermee de precieze locatie, snelheid en richting van de raket. Het grootste voordeel van dit navigatiesysteem is dat het niet afhankelijk is van de interne componenten waardoor het niet zo gevoelig is aan fouten. Indien er fouten optreden, kan het probleem snel gevonden worden en ook eenvoudig worden gerepareerd.

[5] Bron: Beyond NERVA, Plutonium-238

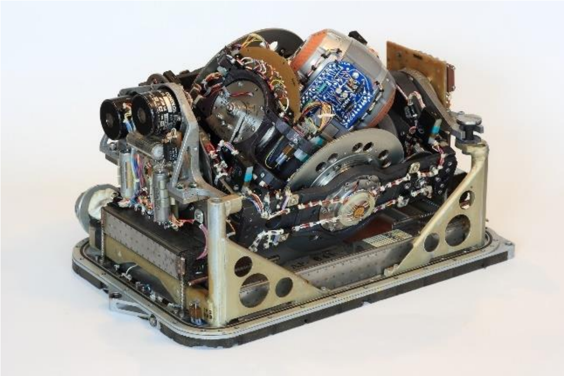
Het grootste nadeel van GNSS is dat het afhankelijk is van externe signalen en niet kan gebruikt worden in onbereikbare gebieden verder weg van de aarde, het is minder betrouwbaar aangezien er altijd een contact moet zijn met een satelliet, maar beide problemen kunnen opgelost worden door het gebruik van een INS-navigatiesysteem.

Traagheidsnavigatie

Traagheidsnavigatie (INS) is een zelfstandig apparaat dat bestaat uit een Inertiaal Meeteenheid (IMU) en een berekeningseenheid. De IMU bestaat meestal uit een drie-assige versnellingsmeter, een drie-assige gyroscoop en soms een drie-assige magnetometer: het meet de hoeksnelheid en versnelling van het systeem. De berekeningseenheid wordt gebruikt om de houding, positie en snelheid van het systeem te bepalen op basis van de ruwe metingen van de IMU, gegeven een beginpositie en houding.

Hoe werkt een traagheidsnavigatiesysteem (INS)?

Zoals we hierboven vermeld hebben, maakt de INS gebruik van een Inertial Measure-Unit (IMU) (traagheid meet eenheid) bestaande uit versnellingsmeters, gyroscopen en soms magnetometers. De gyroscoop en magnetometer leveren dezelfde bijdragen aan een INS-systeem als ze aan een AHRS leveren. De gyroscoop-hoeksnelheidsmetingen worden geïntegreerd voor een hoge-update-snelheidshoudingsoplossing, terwijl de magnetometer (indien gebruikt) een referentiekoers verstrekt vergelijkbaar met een magnetisch kompas.



Figuur 12: Inertiële meeteenheid

De rekeneenheid is verantwoordelijk voor het opnemen van alle traagheidsmetingen en het uitvoeren van de berekeningen, meestal door middel van Kalman-filtering om de houding, snelheid en uiteindelijke positie te bepalen.

Kalman-filter

[6] [7]Kalman-filtering is een techniek voor het schatten van de status van een systeem op basis van observaties die met onzekerheid zijn geassocieerd. Het wordt veel gebruikt in diverse toepassingen. Het algoritme dat hiermee gepaard gaat, wordt gebruikt om het traagheidsnavigatiesysteem te perfectioneren, dit gebeurt in vier stappen:

1. Initialisatie: Er wordt een startwaarde gegeven aan de schatting van de status van het systeem en aan de onzekerheid die eraan gekoppeld is.

2. Voorspelling: De schatting van de status van het systeem wordt gecorrigeerd op basis van de verwachte verandering van het systeem.

[6] Bron: Bzarg, How a Kalman filter works, in pictures
[7] Bron: IntechOpen, Introduction to Kalman Filter and Its Applications

3. Updaten: De observaties worden gebruikt om de schatting van de status van het systeem bij te werken. De onzekerheid van de schatting wordt ook bijgewerkt op basis van de mate van afstemming tussen de observaties en de voorspelling.

4. Herhaling: Dit proces wordt herhaald voor elke nieuwe observatie, waarbij de nieuwe schatting de basis is voor de volgende voorspelling.

Attitude (Houding)
Om de houding of oriëntatie van een systeem te berekenen, is integratie van de hoeksnelheid de meest gebruikelijke methode. Dit betekent dat de hoeksnelheid, die aangeeft hoe snel het systeem roteert, over de tijd geïntegreerd wordt om de totale rotatie te bepalen. Dit gebeurt meestal door middel van numerieke integratie. De formule om dit te berekenen is:

$$\Delta\theta = \int_{t_0}^{t_1} \omega(t)dt,$$

waarbij $\widehat{\omega}$ de gemeten hoeksnelheid is.

Snelheid en positie
[8]Voor traagheidsnavigatie zonder hulp, ook bekend als dead-reckoning, zijn uiterst nauwkeurige traagheidssensoren nodig om een voldoende nauwkeurige positie- en snelheidsschatting te maken om te navigeren. Indien er foute of onnauwkeurige data worden gemeten, zullen er slechte resultaten volgen in de navigatieoplossing, zoals vertekening, ruis, schaalfactorfouten, uitlijnfouten, temperatuurafhankelijkheid en g-gevoeligheid van de gyro. De nauwkeurigheid van de integratie is dus zeer belangrijk zodat er geen positiefouten worden doorgegeven.

De versnellingsmeters meten de lineaire- en pseudo-versnelling door de zwaartekracht. Om de lineaire versnelling van het systeem als gevolg van beweging te verkrijgen, moet de pseudo-versnelling als gevolg van de zwaartekracht van de versnellingsmeters worden afgetrokken met behulp van schattingen van de stand van het systeem. De resulterende lineaire versnellingsmeting kan dan eenmaal worden geïntegreerd om de snelheid van het systeem te verkrijgen en tweemaal om de positie van het systeem te verkrijgen. Deze berekeningen zijn echter sterk afhankelijk van de nauwkeurigheid van de metingen, aangezien elke fout in de stand een fout in de berekende versnelling veroorzaakt, en bijgevolg fouten in de geïntegreerde positie en snelheid. De berekening om snelheidsfouten te vinden wordt weergegeven door middel van volgende formule:

$$v_{e,k} = v_{e,0} + \int_{0}^{k} a_{e,t}\mathrm{d}t,$$

waarbij:
$v_{e,k}$: snelheidsfout op tijdstip k,
$v_{e,0}$: initiale snelheidsfout aan het begin van de integratie,
$a_{e,t}$: versnellingsfout op tijdstip t.

[8] Bron: VectorNav, What is an Inertial Navigation System?

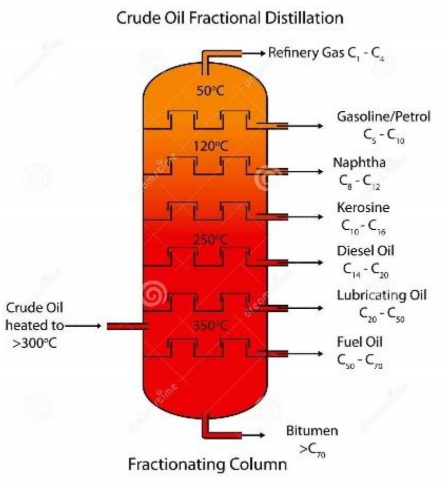
AHRS

De Attitude Heading Reference System (afgekort door AHRS) is een vaak gebruikt navigatiesysteem dat ook gebruik maakt van de gyroscoop en magnetometer om de bewegingen van het object te detecteren, en dus de houding en koers van een object te bepalen. Een AHRS kan de positie niet opnemen of updaten. De AHRS geeft alleen real-time oriëntatie (Attitude en Heading). Dit navigatiesysteem wordt vaak gebruikt door vliegtuigen en helikopters, maar ook door drones.

1.10 Brandstof

Raketbrandstof wordt gemaakt door een mengsel van stoffen te maken die, wanneer ze samenkomen en ontbranden, een grote hoeveelheid energie vrijmaken. Dit proces wordt chemische brandstof genoemd en is de meest gebruikte manier om raketten te laten opstijgen.

Er zijn verschillende soorten stoffen die gebruikt kunnen worden als raketbrandstof, zoals kerosine, waterstof en zuurstof. De meeste raketten gebruiken echter kerosine als brandstof, omdat dit goedkoper en gemakkelijker te verkrijgen is dan andere stoffen. Om kerosine te maken, wordt ruwe aardolie eerst verhit en onder druk gezet zodat de verschillende stoffen die erin zitten kunnen worden gescheiden. Vervolgens wordt de stikstof en zwavel uit de olie gehaald en blijft er een mengsel van lichtere stoffen over, dit proces wordt raffinage genoemd.



Figuur 13: Gefractioneerde destilatie

Dit raffinage-mengsel wordt vervolgens gebruikt om kerosine te maken door middel van een proces genaamd destillatie in verschillende fracties. Hierbij wordt het mengsel verhit en onder druk gezet zodat de stoffen die erin zitten, kunnen koken op verschillende temperaturen. Dit zorgt ervoor dat de stoffen die erin zitten kunnen worden gescheiden in verschillende groepen, afhankelijk van hun kookpunt. De stoffen die bij een lage temperatuur koken, zoals propaan en butaan, worden gebruikt als gasbrandstof. De stoffen die bij een hogere temperatuur koken, zoals kerosine, worden gebruikt als raketbrandstof.

Na het destillatieproces wordt de kerosine nog een laatste keer gereinigd en gezuiverd om er zeker van te zijn dat er geen andere stoffen meer in zitten die de brandstof minder effectief kunnen maken. Eenmaal gemaakt, wordt de kerosine opgeslagen in grote tanks totdat het tijd is om het te gebruiken in raketten. Het wordt vervolgens via leidingen naar de raket gebracht en in de brandstoftank gegoten. Wanneer de raket wordt gelanceerd, zal het mengsel van kerosine en zuurstof in de brandstofcel ontbranden en een grote hoeveelheid energie vrijmaken.

1.11 Space Shuttle VS SLS

Space Shuttle:

[9]De spaceshuttle was een herbruikbaar ruimtevaartuig dat van 1981 tot 2011 door de NASA werd gebruikt. Het was ontworpen om astronauten en vracht in een baan om de aarde te brengen en vervolgens veilig naar de aarde terug te keren. Het ruimtevaartuig bestond uit drie hoofdonderdelen: de orbiter, de externe tank en de solid rocket boosters (SRB's). De orbiter was het deel van de spaceshuttle dat de astronauten en de vracht bevatte. Het was een gevleugeld voertuig dat leek op een vliegtuig. De orbiter was ongeveer 37 meter lang, had een spanwijdte van 23 meter en woog ongeveer 68 ton. Hij kon tot zeven astronauten en 25.000 kilogram vracht vervoeren. De externe tank was een grote brandstoftank boven op de orbiter die brandstof leverde voor de hoofdmotoren van de Space Shuttle. De tank was ongeveer 47 meter lang en 8,4 meter in diameter. Hij bevatte ongeveer 2 miljoen liter drijfgas en oxidatiemiddel.

Figuur 14: Space Shuttle

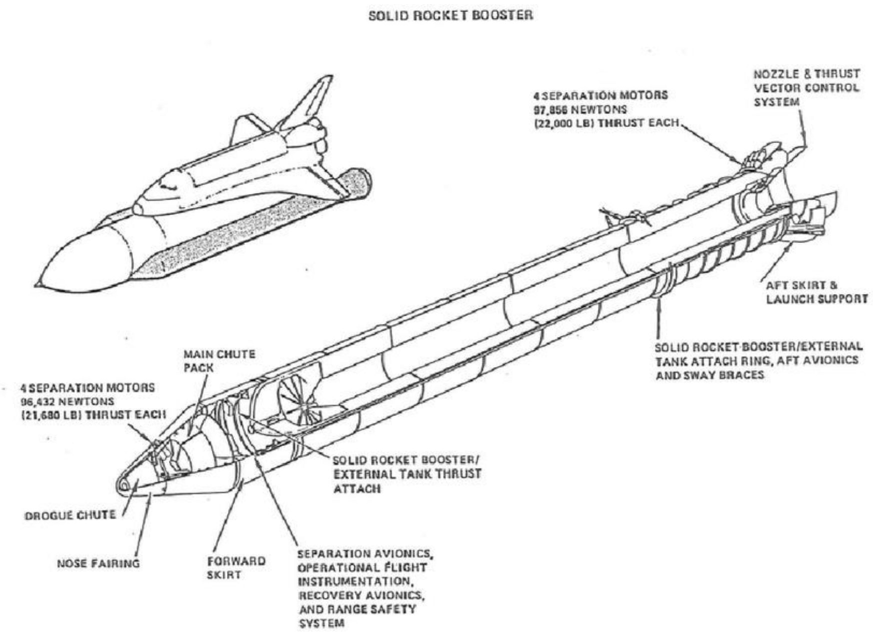
De spaceshuttle voltooide in totaal 135 missies, waarbij het ruimtevaartuig meer dan 133 miljoen kilometer aflegde. Het heeft bijgedragen aan talrijke wetenschappelijke projecten, waaronder de Hubble Space Telescope en de bouw van het ISS. Het Spacehuttleprogramma eindigde in 2011 na de voltooiing van de laatste missie, STS-135, en spaceshuttle Atlantis was het laatste ruimtevaartuig dat onder het programma werd gelanceerd. Het einde van het spaceshuttleprogramma was ook het einde van de bemande vluchten van NASA sinds 2011 tot op heden. Momenteel is NASA bezig met het Artemis programma, dat de bemande missies terug gaat brengen.

Hergebruik SRB:

[10]De SRB's van de spaceshuttle waren vaste raketboosters die bij elke lancering werden gebruikt om het ruimtevaartuig vanaf de grond voort te stuwen. Elk van de twee boosters was ongeveer 45 meter lang en 3.7 meter in diameter en bevatte ongeveer 500 ton ammoniumperchloraat (NH_4ClO_4), aluminiumpoeder en nog wat andere toevoegingen. Tijdens de lancering genereerden de SRB's meer dan 75% van de totale stuwkracht die nodig was om het ruimteveer de ruimte in te stuwen. De SRB’s worden teruggebracht naar de werkplaats waar ze werden gedemonteerd en geïnspecteerd. De herbruikbare delen van de SRB's werden schoongemaakt en hergebruikt in volgende vluchten. Zo werden bijvoorbeeld de achterste rok, de voorste segmenten en de neuskap van de SRB's gerecycleerd en hergebruikt.

Het hergebruik van de SRB's was een belangrijk onderdeel van het spaceshuttleprogramma en hielp de kosten van elke lancering laag te houden. Het hergebruik van de SRB's was echter beperkt tot een bepaald aantal lanceringen, aangezien de SRB's bij elke lancering aan enige slijtage onderhevig waren.

[9] Bron: Sterrenkunde in Nederland, Space Shuttle
[10] Bron: NASA Llis, Solid Rocket Booster



Figuur 15: Spaceshuttle Solid Rocket Booster

SLS:

Het Space Launch System (SLS) is een krachtige heavy-lift raket die momenteel door de NASA wordt ontwikkeld. De SLS is de vervanger van de Space Shuttle en is ontworpen om astronauten en vracht te vervoeren naar de maan, Mars en andere bestemmingen in de ruimte. De SLS zal bestaan uit een kerntrap, twee boosters en een Orion-capsule.

Figuur 16: SLS

[11]De kerntrap van de SLS wordt aangedreven door vier RS-25 raketmotoren, die ook in de Space Shuttle werden gebruikt. De kerntrap is ontworpen om ongeveer 26,5 ton lading in een baan om de aarde te brengen en ongeveer 45 ton op een traject naar de maan. Voor bemande missies zal de Orion-capsule aan de kerntrap worden bevestigd. De SLS-boosters zijn gebaseerd op de SRB's van de spaceshuttle, maar zijn groter en krachtiger. Er is 25% meer brandstof aan boord, een nieuwe straalpijp (nozzle) ontworpen en nieuwe avionics geïnstalleerd. Elke booster is ongeveer 54 meter lang en 3,6 meter in diameter. Hij genereert een stuwkracht van ongeveer 3,6 miljoen kilogram. De SLS is ontworpen om zware ladingen naar de maan en Mars te vervoeren en astronauten diep de ruimte in te sturen. Het is een belangrijk onderdeel van het Artemis-programma van de NASA, dat tot doel heeft tegen 2024 de eerste vrouw op de maan te laten landen. De eerste missie in dit programma was Artemis I, die op 16 november 2022 succesvol gelanceerd is. De SLS zal ook worden gebruikt om de Lunar Gateway in een baan om de maan te brengen, een ruimtestation dat als basis zal dienen voor maanmissies. Het bouwen en lanceren van een SLS raket is erg duur. Volgens sommige bronnen kost een lancering ongeveer 4 miljard dollar, waarvan 2,2 miljard voor de raket zelf. De totale ontwikkelingskosten van het SLS project zijn al meer dan 18 miljard dollar. Dat is veel meer dan de oorspronkelijke schatting van 10 miljard dollar.

---

[11] Bron: NASA, Space Launch System Solid Booster

1.12 Koeling

Figuur 17: ijspegels rond de straalpijp

[12]Duizenden pijpen waar vloeibare waterstof of stikstof in zit wordt gepompt buiten de verbrandingskamer en straalpijp. De grote temperaturen die deze raketten met zich meebrengen kunnen de straalpijp in een paar seconden volledig doen smelten en die temperaturen kunnen zelfs sommige metalen doen koken. De koeling van de motor is dan ook uiterst belangrijk. Door de vloeibare waterstof of stikstof kunnen er zich ijspegels vormen als de motor niet aanstaat. Bij het koelen van de straalpijp wordt er vooral vloeibare waterstof gebruikt en bij de brandstof- en oxidator vervoersbuizen wordt er vaak vloeibare stikstof gebruikt, maar deze kunnen overal plaatsvinden.

1.12.1 Vloeibare stikstof

Er zijn verschillende redenen waarom vloeibare stikstof wordt gebruikt voor de koeling van raketten. Ten eerste is vloeibare stikstof een zeer koud materiaal, en het kan daarom helpen om bepaalde onderdelen van de raket, zoals de brandstof, op een lage temperatuur te houden. Dit kan de brandstof efficiënter laten verbranden en de prestaties van de raket verbeteren. Ten tweede is vloeibare stikstof relatief goedkoop en gemakkelijk te verkrijgen, waardoor het een aantrekkelijke optie is voor gebruik in raketten. Ten derde is vloeibare stikstof ook een veilig materiaal om mee te werken, omdat het geen giftige of explosieve eigenschappen heeft. Het kan ook worden gebruikt voor andere doeleinden, zoals het koelen van elektronica aan boord van de raket.

1.13 Wetenschappelijk nut van een raket

Een van de belangrijkste bijdragen van raketten aan de wetenschap is het verkrijgen van nieuwe kennis over het heelal. Raketten zijn momenteel de enige manier om ruimtesatellieten en ruimtevaartuigen naar hogere banen om de aarde te lanceren, waar ze kunnen observeren en onderzoeken wat er buiten de aardatmosfeer gebeurt. Dit heeft geleid tot ontdekkingen zoals het bestaan van de Van Allen stralingsgordels en de aanwezigheid van water op Mars.

Daarnaast zijn raketten ook belangrijk voor het uitvoeren van experimenten in microzwaartekracht. Microzwaartekracht is de toestand van gewichtloosheid die optreedt wanneer een object in een baan om de aarde draait. Dit is belangrijk omdat het effecten van de zwaartekracht op het menselijk lichaam en op materie kan elimineren, wat wetenschappers in staat stelt om bepaalde experimenten te doen die niet mogelijk zijn op aarde.

Raketten zijn ook cruciaal voor de ontwikkeling van nieuwe technologieën. Raketten zijn bijvoorbeeld nodig voor het lanceren van ruimtesatellieten en ruimtevaartuigen naar andere planeten, wat een belangrijke stap is in het onderzoeken van deze planeten en het verkrijgen van nieuwe kennis over het heelal.

1.14 Wetenschappelijk nut van een modelraket

Modelraketten zijn kleine, vaak met enkele trap, die op basis van de wetten van de natuurkunde werken en gebruikt kunnen worden om wetenschappelijke experimenten uit te voeren.

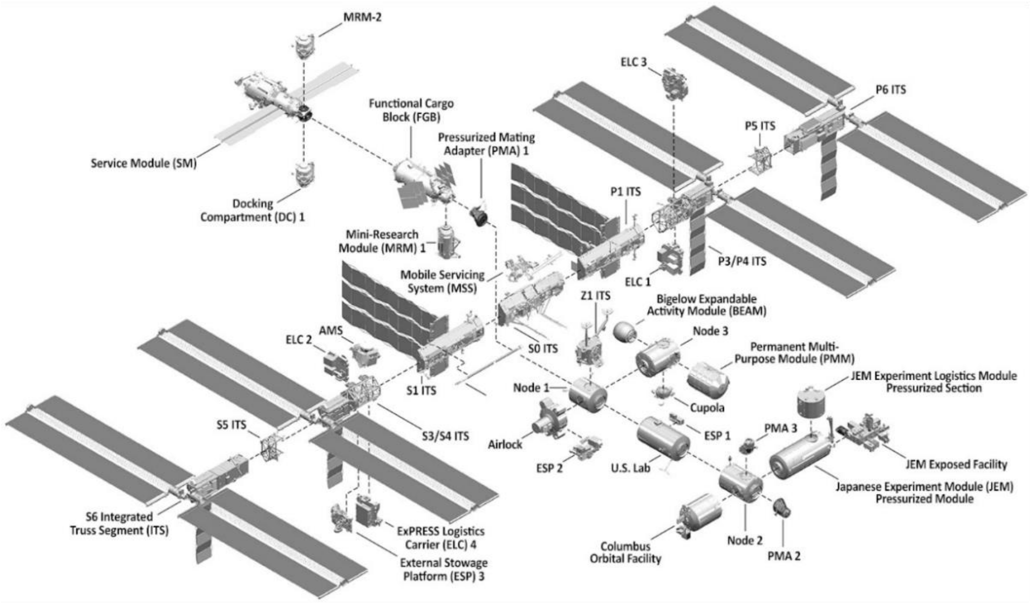
[12] Bron: NASA, Winter Wonder: Rocket Icicles.

Modelraketten kunnen bijvoorbeeld gebruikt worden om experimenten te doen met verschillende soorten brandstof en raketmotoren, om te onderzoeken welke combinatie het meest efficiënt is. Ze kunnen ook gebruikt worden om de effecten van de zwaartekracht op raketten te bestuderen, of om te onderzoeken hoe raketten zich gedragen in verschillende atmosferische omstandigheden.

Bij modelraketten kunnen er ook verschillende experimenten gedaan worden met de elektronica die aan boord is. Hiermee kunnen er verschillende metingen gemaakt worden van de temperatuur, druk, en CO_2-gehalte. Daarnaast kunnen modelraketten ook gebruikt worden voor educatieve doeleinden, bijvoorbeeld om studenten te laten zien hoe raketten werken en hoe ze gebouwd kunnen worden. Dit kan helpen om jonge mensen geïnteresseerd te krijgen in de ruimtevaart en de wetenschap achter raketten.

1.15 ISS

Het International Space Station (ISS) is een ruimtestation dat in de lage aardbaan rond de aarde draait. Het werd in 1998 in gebruik genomen en is sindsdien bemand door astronauten van verschillende landen, waaronder de Verenigde Staten, Rusland, Japan, Canada en verschillende Europese landen. Het ISS is het grootste kunstmatige object in de ruimte en is te zien met het blote oog vanop de aarde. Deze wordt gebruikt voor verschillende wetenschappelijke onderzoeken en experimenten, zoals het bestuderen van de effecten van microzwaartekracht op het menselijk lichaam en het ontwikkelen van nieuwe technologieën.



Figuur 18: ISS

Het ISS zal ook worden gebruikt als basis voor ruimtevaartmissies naar andere planeten, zoals Mars. Het ruimtestation wordt onderhouden en aangevuld door ruimtevaartuigen van verschillende landen, zoals de Amerikaanse spaceshuttle en de Russische Sojoez-raket. Het ISS wordt ook bemand door astronauten die voor lange periodes aan boord blijven om de experimenten uit te voeren en het station te onderhouden, deze astronauten doorstaan een lange en zware training om zich voor te bereiden. Tussen de meer dan 250 astronauten uit meer dan 20 landen die in het station hebben overnacht, bevinden zich ook twee Belgen: Frank De Winne en Dirk Frimout.

1.16 Neus

Er is geen eenduidig antwoord op de vraag wat de ideale neus voor een raket is, omdat de ideale neuskegel (nosecone) afhankelijk is van verschillende factoren, zoals het type raket, het doel van de raket en de specifieke omstandigheden waaronder de raket zal worden gelanceerd. Sommige van de meest voorkomende neuskegels die worden gebruikt voor raketten zijn de conische, elliptische en puntvormige. Elk van deze neuskegels heeft specifieke kenmerken die geschikt zijn voor bepaalde lanceertoepassingen. Het is belangrijk om een neuskegel te kiezen die aan de specifieke eisen en doelen van de raket voldoet. Door het vacuüm in de ruimte speelt de vorm van de raket geen rol. Aangezien er zich daar geen lucht bevindt, kan er ook geen luchtweerstand optreden. De vorm van de neus is dus enkel belangrijk op het moment dat de raket zich nog in de atmosfeer van de aarde bevindt.

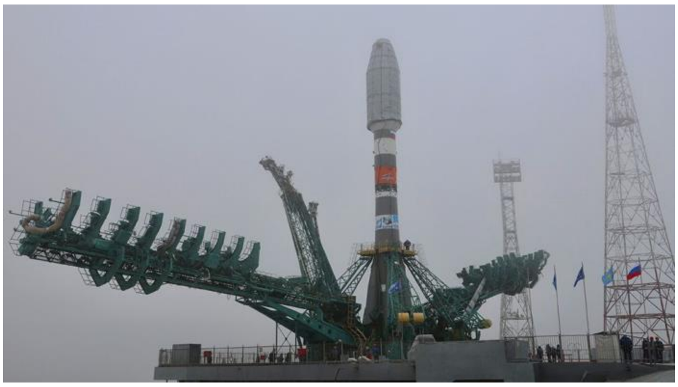
Figuur 19: Raket met conische neus

Conisch

Een conische neuskegel heeft de vorm van een kegel. Dit type neuskegel wordt vaak gebruikt voor suborbitale raketten die korte afstanden afleggen, zoals bijvoorbeeld sommige lanceerraketten en raketten voor het lanceren van kleine satellieten. Conische neuskegels hebben verschillende voordelen ten opzichte van andere neuskegelvormen. Ze zijn bijvoorbeeld aerodynamischer en helpen de raket om door de lucht te bewegen met minder weerstand. Ze zijn vaak gemakkelijker te bevestigen en te verwijderen dan andere neuskegelvormen, wat bijdraagt aan een snellere en efficiëntere lanceerprocedure.

Elliptisch

Een ovale/elliptische neuskegel is in de vorm van een ellipsoïde. Dit type neuskegel wordt vaak gebruikt voor raketten die zware lasten dragen, zoals bijvoorbeeld sommige langeafstandsraketten en raketten voor het lanceren van grote satellieten. Elliptische neuskegels hebben verschillende voordelen ten opzichte van andere neuskegelvormen. Ze zijn bijvoorbeeld in staat om grotere hoeveelheden brandstof te dragen dan conische neuskegels, wat betekent dat ze geschikt zijn voor langere en zwaardere lanceermissies. Ze zijn ook beter bestand tegen extreme temperaturen en drukveranderingen, wat belangrijk is tijdens de lanceerfase van de raket. Een ander voordeel van ovale neuskegels is dat deze vaak een betere stuurprestatie bieden dan conische neuskegels, wat kan helpen om de raket op een preciezere manier te lanceren.



Figuur 20: Raket met elliptische neus

Rakende ogive

Figuur 21: ICBM met ogive neus

Een rakende ogive neuskegel is een bijzonder ontwerp voor de neus van raketten en intercontinentale ballistische raketten (ICBMs). Het beschikt over een golvende vorm die de luchtweerstand tijdens de vlucht vermindert. Dit soort neuskegel is een van de meest voorkomende vormen voor ballistische raketten en wordt veelal gebruikt wegens de aerodynamische efficiëntie en de verbetering van de stabiliteit van de raket. Doel van de neuskegel is om de druk en weerstand van de lucht te verminderen, wat leidt tot een verbeterde efficiëntie en prestatie van de raket. Het verhoogt namelijk zowel de snelheid als de afstand die de raket kan afleggen. Bovendien zorgt de ogive-vormige neuskegel voor een verbetering van de stabiliteit, door de druk van de luchtstroom te verminderen en tegelijkertijd de stabiliteit van de raket te verhogen. Fabricage van deze raketneus vereist precisie en nauwkeurigheid. Er moeten uitgebreide berekeningen worden uitgevoerd om te bepalen hoe de neus het beste gevormd en gebouwd kan worden.

1.17 Re-entry

Het proces van het terugbrengen van een raketcapsule naar de aarde is een complexe operatie. Bij het terugkeren van de capsule richting de aarde wordt deze door middel van atmosferische wrijving afgeremd. De atmosfeer creëert wrijving en hitte, wat kan leiden tot oververhitting van de capsule. Daarom wordt er een hitteschild op de capsule aangebracht om de hitte te absorberen. Nadat de capsule is afgeremd, wordt er een parachute uitgeworpen om een gecontroleerde afdaling naar de grond te garanderen. Afhankelijk van het type capsule kan deze op de grond landen met behulp van raketmotoren of in het water landen en opgepikt worden door een voorbereid schip. Na de landing wordt de capsule geïnspecteerd en indien nodig gerepareerd om ervoor te zorgen dat deze gebruikt kan worden voor volgende missies. Een van de belangrijkste onderdelen van de Re-entry is dus de parachute.

1.17.1 Parachute

Een parachute is een apparaat dat wordt gebruikt om de snelheid van de raketcapsule te verminderen door de luchtweerstand te vergroten. Parachutes worden vaak gebruikt tijdens de terugkeer naar de aarde. Het principe achter parachutes is luchtweerstand. Wanneer een object door de lucht beweegt, creëert de luchtweerstand een kracht die tegen de beweging van het object in werkt. Parachutes verhogen de luchtweerstand door een stuk stof met een groot oppervlak en touwen te gebruiken. Wanneer de parachute wordt geopend, spreidt het stuk stof zich uit en vangt het lucht op. Dit genereert een opwaartse kracht die de snelheid van het object vermindert en de val afremt.

Tijdens het afdalen door de atmosfeer wordt eerst de drogue-parachute geopend om de snelheid van de capsule te verminderen en de val te stabiliseren. Daarna wordt de hoofdparachute, die veel groter is, geopend om de snelheid verder te verlagen. Hierdoor kan de capsule veilig landen met een lagere snelheid, wat het risico op beschadiging vermindert en het uitstappen van de bemanning vergemakkelijkt.

1.17.2 Verschillende soorten parachutes

Ringvormige parachutes

Ringvormige parachutes zijn parachutes die een ringvormige opening hebben om lucht binnen te laten. Ze worden gebruikt om de beweging van een object door de lucht te vertragen door weerstand of lift te creëren. Een voorbeeld van een ringvormige parachute is het Cirrus Airframe Parachute System (CAPS), dat ontworpen is voor Cirrus vliegtuigen.

Figuur 22:Cirrus SR22 met parachute

Figuur 23: Paracommando's op missie

Ram-Air parachute

[13]Een Ram-Air parachute heeft een rechthoekige of elliptische vorm met cellen die zich vullen met lucht als de parachute opent. De cellen zijn open aan de voorkant en gesloten aan de achterkant van de parachute. De lucht geeft de parachute een vleugelvorm met een bovenste en een onderste membraanoppervlak en een vleugelprofiel als dwarsdoorsnede. Doordat deze parachute een vleugelvorm heeft, heeft de persoon meer controle en manoeuvreerbaarheid. Ram Air parachutes worden vaak gebruikt voor militaire operaties waarbij militairen van grote hoogte en lange afstanden moeten springen. Deze persoon kan de parachute besturen door middel van stuurlijnen die verbonden zijn met de achterste hoeken van de parachute. Door aan één stuurlijn te trekken, kan deze de hoek van inval en het glijgetal veranderen. Sommige Ram-Air parachutes hebben ook een b-lijn remfunctie die gebruikt wordt om snel hoogte te verliezen.

Rogallo-vleugel Parachute

De Rogallo-vleugel parachute is een type parachute dat werkt op basis van het principe van de vlieger en bestaat uit twee delen: een paar vleugelvormige stukken stof, die aan elkaar zijn bevestigd door een aantal touwen en riemen. Wanneer de parachute wordt geopend, spreiden de vleugels zich uit en vangen ze lucht op, waardoor een opwaartse kracht ontstaat die de snelheid van de parachute vermindert en de afdaling vertraagt.

Figuur 24: Paraglider

Een belangrijk kenmerk van de Rogallo-vleugel parachute is dat de vleugels zijn gebogen in de vorm van een delta-vleugel, wat resulteert in een stabiele en gecontroleerde afdaling. De hoek van de vleugels kan worden aangepast door middel van de touwen en riemen, wat de parachute in staat stelt om te draaien en te sturen. Dit is vooral handig om te landen op een specifieke locatie. Het ontwerp is flexibel en licht, deze parachute kan dus gemakkelijk opgeborgen en getransporteerd worden.

[13] Bron: Scribd, Ram Air Parachute Design

1.18 Vinnen

Raketvinnen (‘fins’) zijn speciaal ontworpen vinnen die worden gebruikt om raketten te stabiliseren tijdens hun vlucht. Ze zijn een belangrijk onderdeel van de rakettechnologie.

Er zijn verschillende soorten vinnen, afhankelijk van hun functie en de omstandigheden waarin ze worden gebruikt. Sommige vinnen zijn ontworpen om de raket te stabiliseren tijdens de lancering, terwijl andere vinnen worden gebruikt om de raket tijdens de vlucht te stabiliseren. Sommige vinnen zijn ook ontworpen om de raket tijdens de terugkeer naar de aarde te stabiliseren. Raketvinnen kunnen op verschillende manieren worden aangedreven, zoals door middel van hydraulische of pneumatische systemen. Sommige vinnen zijn ook voorzien van elektronische besturingen om ze nauwkeuriger te kunnen besturen.

Ze zijn gemaakt van verschillende materialen, afhankelijk van de omstandigheden waarin ze worden gebruikt. Ze kunnen bijvoorbeeld worden gemaakt van aluminium, staal of composietmateriaal. Het gebruikte materiaal moet sterk genoeg zijn om te kunnen weerstaan aan de hoge temperaturen en de hoge druk waaraan de vinnen worden blootgesteld tijdens de vlucht. Ze spelen ook een belangrijke rol bij het behoud van de stabiliteit van raketten tijdens hun vlucht. Ze helpen ervoor te zorgen dat de raket op koers blijft en op de juiste manier functioneert. Zonder raketvinnen zou het voor raketten onmogelijk zijn om op de juiste manier te vliegen en hun doel te bereiken.

II. Aerodynamica van de raket

De raket is het voertuig dat in ons geval de luchtelektronica (avionics) de lucht in zal brengen. We moeten zorgen dat deze de juiste vorm heeft om zo weinig mogelijke luchtweerstand te genereren. In dit hoofdstuk bespreken we de vorm van de raket alsook de gevolgen van de keuzes die we maken.

2.1 Aerodynamica

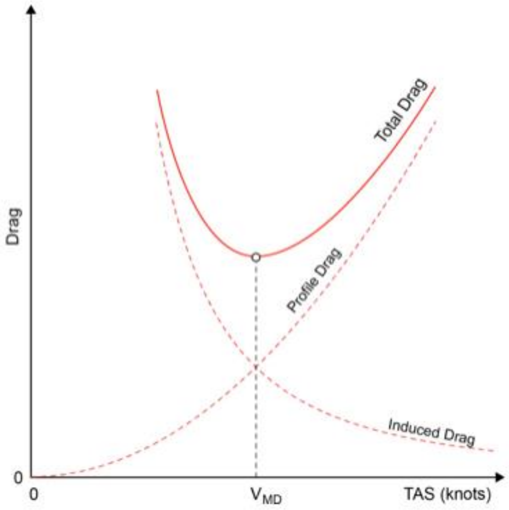
[14]De luchtweerstand is een belangrijke factor in het ontwerpen van een raket die zo hoog mogelijk moet vliegen. Er zijn vier soorten weerstand:

- **Parasietweerstand**
  De parasietweerstand is de som van de profielweerstand (lucht die botst tegen de raket) en de wrijvingsweerstand (weerstand door de viscositeit van de lucht).

- **Geïnduceerde weerstand**
  Deze weerstand is het gevolg van luchtstromingen rond de raket.

- **Interferentieweerstand**
  Deze weerstand is de totale weerstand bij lagere snelheden.

- **Samendrukbaarheidsweerstand**
  Deze weerstand komt alleen voor bij zeer hoge snelheden, waarbij lucht samendrukbaar wordt. Deze soort weerstand is voor ons verwaarloosbaar.



Figuur 25: Verschillende soorten weerstand in een grafiek

2.1.1 Grenslaag

We gebruiken stroomlijnen om de luchtstroming rond een voorwerp voor te stellen. Een stroomlijn is een lijn die bestaat uit opeenvolgende luchtdeeltjes.

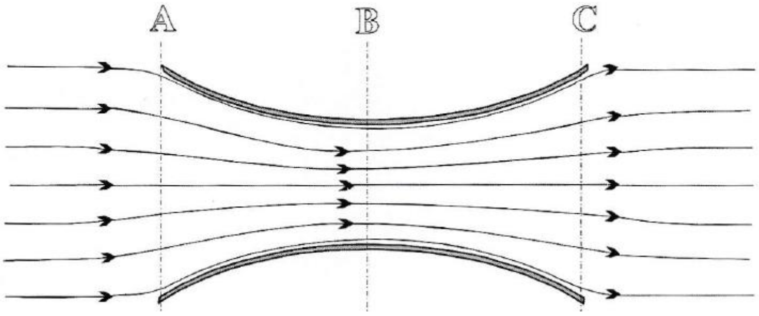
[14] Bron: L. Carpels, Vluchtbeginselen

Bij een laminaire stroming is de plaats tussen de luchtdeeltjes constant. Een turbulente stroming is een stroming die zich niet rechtlijnig, maar in wervels verplaatst. De luchtstroom rond een voorwerp zal bij lage snelheid eerder laminair zijn, en bij hoge snelheid eerder turbulent.

Door de viscositeit van lucht blijft de lucht een beetje plakken aan het oppervlak, waardoor er weerstand wordt veroorzaakt. Deze weerstand veroorzaakt een snelheidsverschil tussen de lucht tegen het oppervlak en de lucht een beetje boven het oppervlak. Deze laag noemen we de grenslaag. De grenslaag kan laminair zijn, maar ook turbulent. Bij en turbulente stroming gaan de deeltjes een kronkelende baan volgen. Een turbulente stroming zorgt voor meer weerstand dan een laminaire stroming. De grenslaag begint laminair, maar zal langzaam veranderen naar een turbulente stroming wanneer de snelheid toeneemt. De overgang hiervan noemen we het scheidingspunt. De dikte van de grenslaag is groter bij een sterker turbulente stroming.

2.1.2 Draagkracht

De kracht van de raket loodrecht op de vliegbaan wordt de draagkracht genoemd. De draagkracht bij een raket is in tegenstelling tot een vliegtuig niet nodig om deze in de lucht te houden, maar is wel belangrijk bij de stabiliteit ervan.

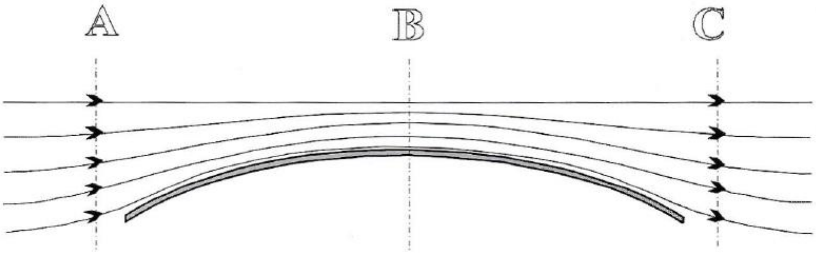


Figuur 26: Venturi

Dit is een venturi, een buis met vernauwing. We kunnen op deze buis de wet van Bernoulli toepassen als we er een laminaire stroming laten doorvloeien. De wet van Bernoulli is een natuurwet die het stroomgedrag van vloeistoffen en gassen beschrijft en drukveranderingen kan omzetten naar snelheidsveranderingen.

$$p + \frac{1}{2}\rho v^2 + \rho g h = constant$$

In *B* heerst er een grotere snelheid dan in *A*, waardoor er volgens de wet van Bernoulli een lagere druk heerst in *B* dan in *A*.



Figuur 27: Half venturi

Als we de bovenkant van de buis weglaten, krijgen we een vorm die gelijkaardig is aan de vorm van een vliegtuigvleugel of een vin van een raket. Er zal dus een onderdruk worden gegenereerd aan de bovenkant van het profiel. Door deze onderdruk zal de vorm naar boven gezogen worden. Deze opwaartse kracht noemt men de draagkracht. Bij een vliegtuigvleugel is er altijd een verschil in druk tussen de bovenkant van de vleugel en de onderkant, omdat het profiel van een vleugel niet symmetrisch is. De vinnen van een raket zijn symmetrisch waardoor het drukverschil met de atmosferische druk aan de onderkant even groot is als het drukverschil aan de bovenkant. De vin zal hierdoor dus ook niet omhoog gezogen worden. Er zal wel een verschillende druk tussen de bovenkant en onderkant van de vin ontstaan als de richting van de lucht niet evenwijdig is met de koorde van de vleugel. De koorde is een denkbeeldige lijn die het voorste punt met het achterste punt van de vin of vleugel verbindt. In deze situatie zal er dus wel een kracht ontstaan loodrecht op de vliegbaan van de raket.

De draagkracht hangt af van volgende gegevens:

- Vorm (C_L [ ])
- Contactoppervlak (A $[m^2]$)
- Luchtdichtheid (ρ $[kg/m^3]$)
- Snelheid (v $[m/s]$)

De C_L waarde is een constante die afhangt van de vorm van het profiel. We kunnen nu volgende formule opstellen om de draagkracht F_L te bepalen:

$$F_L = \frac{1}{2}\rho v^2 A C_L$$

In deze vergelijking kunnen we zien dat de draagkracht recht evenredig is met de dynamische druk volgens de wet van Bernoulli.

2.1.3 Weerstandskracht

De kracht ten gevolge van de weerstand staat tegengesteld aan de vliegbaan van de raket. De weerstandswaarde hangt net zoals bij de draagkracht af van volgende gegevens:

- Vorm (C_D [ ])
- Contactoppervlak (A $[m^2]$)
- Luchtdichtheid (ρ $[kg/m^3]$)
- Snelheid (v $[m/s]$)

De C_D waarde is een constante gelijkaardig aan de C_L waarde. We kunnen nu volgende formule opstellen om de weerstandskracht F_D te bepalen:

$$F_D = \frac{1}{2}\rho v^2 A C_D$$

2.1.4 Drukpunt

[15]Als de raket door de lucht vliegt, zal de luchtsnelheid rond de raket verschillen op bepaalde plaatsen. Als gevolg van deze snelheidsveranderingen, ontstaan er drukverschillen rond de raket. Het gevolg van deze drukken zijn allemaal verschillende kleine krachten die op de raket inwerken.

[15] Bron: NASA, Rocket Center of Pressure

De plaats waar de resulterende van alle aerodynamische krachten aangrijpt wordt het drukpunt genoemd. De weerstand en de draagkracht zijn de verticale en horizontale component van deze resulterende kracht. Je kan dit punt vergelijken met het zwaartepunt, het punt waar de resulterende van alle zwaartekrachten in aangrijpt. Het drukpunt is een belangrijk gegeven om de stabiliteit van een raket te bepalen.

Het bepalen van het drukpunt is een redelijk moeilijke opdracht, omdat de druk rond de raket constant verandert. We kunnen de drukken rond de raket voorstellen als een continue functie $p(x)$ die de druk in functie van een afstand tot een referentiepunt weergeeft (x is dus een afstand tot een referentiepunt). Hiermee kan het drukpunt van een twee dimensionaal voorwerp gegeven worden als afstand ten opzichte van het referentiepunt door volgende vergelijking:

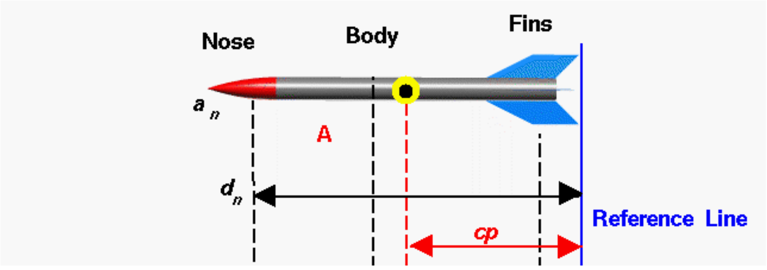
$$cp = \frac{\int x \cdot p(x)\,dx}{\int p(x)\,dx}$$

Het is zeer moeilijk om een functie $p(x)$ te vinden en het is dus veel werk om dan het drukpunt te berekenen. Ook verandert deze functie als de raket een andere positie inneemt. Daarom zullen we een eenvoudigere manier toepassen om het drukpunt te bepalen, deze methode zal wel geen precieze bepaling geven voor het drukpunt. Voor modelraketten is de grootte van de drukvariaties rondom de raket minimaal. We kunnen dus aannemen dat de druk rond de raket algemeen constant zal zijn. Hierdoor kunnen we het drukpunt makkelijker vinden door te kijken naar de oppervlakteverdeling van de onderdelen (neus, behuizing en vinnen) van de raket.

$$A_{tot} = A_n + A_b + A_v$$

$$A_{tot} \cdot cp = A_n \cdot x_n + A_b \cdot x_b + A_v \cdot x_v$$

$$cp = \frac{A_n \cdot x_n + A_b \cdot x_b + A_v \cdot x_v}{A_{tot}}$$



Figuur 28: Drukpunt bepalen

De afstand x van een onderdeel is de afstand van het referentiepunt tot het drukpunt van het individueel onderdeel, deze is heel wat makkelijker te bepalen dan de drukfunctie die we eerder bespraken. Omdat we met SolidWorks werken om de raket te tekenen, kunnen we heel gemakkelijk de oppervlaktes van deze onderdelen alsook de afstand tot het referentiepunt bepalen. Het drukpunt kan ook met simulatiesoftware zoals SolidWorks Flow Simulation berekend worden.

2.2 Neus

De vorm van de neus hangt af van de snelheid waarmee we vliegen. Voor snelheden lager dan de snelheid van het geluid (subsonisch) is de drukweerstand zeer laag en we hoeven hier eigenlijk geen rekening mee te houden. De soort weerstand die het meest van belang is, is de parasietweerstand.

Deze weerstand hangt af van de grootte van het oppervlak, de ruwheid van het oppervlak en de discontinuïteiten in de vorm. In dit snelheidsgebied is een korte, stompe elliptische vorm meestal het beste. Wij zullen zelf een aantal vaak gebruikte vormen uittesten in SolidWorks Flow Simulation.

2.2.1 Verschillende vormen

Om de aerodynamische eigenschappen van een vorm te bepalen, zullen we een aantal verschillende vormen tekenen in Solidworks en daarna een simulatie uitvoeren. Met deze simulatie kunnen we de C_D waarde voor elke vorm bepalen en ze met elkaar vergelijken. Elke vorm zal voor deze test een verhouding straal op lengte van ¼ hebben. De vormen kunnen in Solidworks getekend worden met de ‘equation driven curve’ functie.

Conisch

Een halve kegel. Deze vorm wordt veel gebruikt omdat hij heel makkelijk te maken is. De conische vorm heeft als vergelijking:

$$y = \frac{R}{L}x,$$

hierbij is R de straal van de basis van de neuskegel en L de lengte ervan.

Elliptisch

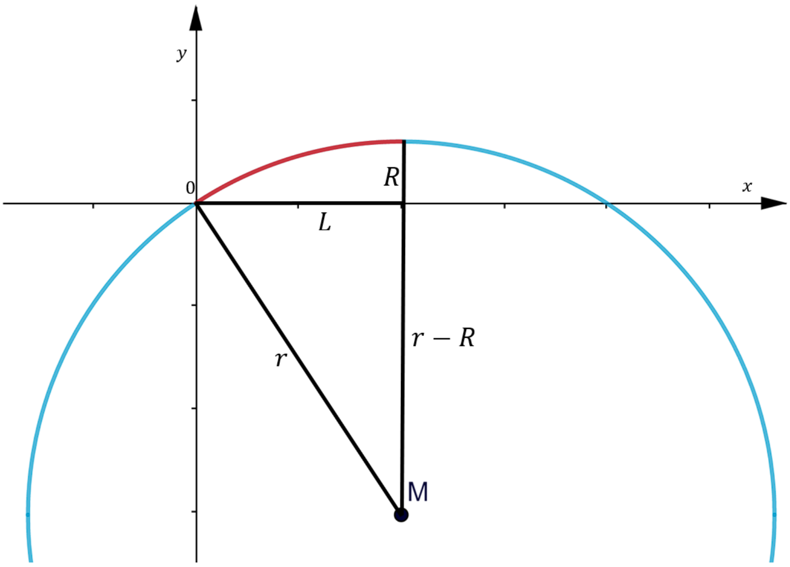
De vergelijking voor deze vorm kan gevormd worden uit de cartesische vergelijking van de ellips.

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1 \Leftrightarrow y = \pm b\sqrt{1 - \frac{x^2}{a^2}} = \pm\frac{b}{a}\sqrt{a^2 - x^2} = \pm\frac{R}{L}\sqrt{L^2 - x^2}$$

We krijgen dus twee verschillende vergelijkingen, maar we hebben er maar één nodig.

Rakende ogive

Dit is een van de meest gebruikte vormen bij de hobbyraketten. De vorm is een beetje dezelfde als de parabool te verkrijgen door een segment van de cirkel te nemen. De basis van deze vorm is gelegen tegen de straal van de cirkel. De populariteit van deze vorm is te danken aan de manier waarop hij gemaakt kan worden. De vorm kan namelijk makkelijk met een passer getekend worden.



Figuur 29: Rakende ogive

Om de formule voor een rakende ogive te bepalen, zullen we vertrekken van de vergelijking van een cirkel met straal r. We willen dat het puntje van de neus zich bevindt in de oorsprong en dat de omwentelingsas de x-as is. Bijgevolg zal het midden zich in het punt $M(L, R-r)$ bevinden. De vergelijking van deze cirkel wordt dan als volgt gegeven:

$$\mathcal{C} \leftrightarrow (x-L)^2 + \big(y-(R-r)\big)^2 = r^2$$

$$\big(y-(R-r)\big)^2 = r^2 - (x-L)^2$$

$$y = \sqrt{r^2-(x-L)^2} + (R-r),$$

in deze functie is r nog onbekend. Om een functie voor de vorm van een rakende ogive te bepalen met de waardes die gegeven zijn, moeten we r dus nog kunnen bepalen met R en L. Op de figuur hierboven kunnen we ook de stelling van Pythagoras toepassen. Hiermee kunnen we r dan schrijven in functie van R en L.

$$r^2 = L^2 + (r-R)^2$$

$$r^2 = L^2 + r^2 - 2rR + R^2$$

$$2rR = R^2 + L^2$$

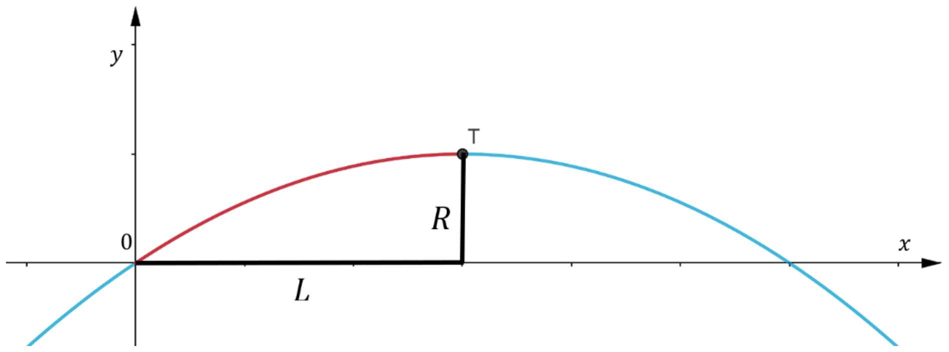
$$r = \frac{R^2+L^2}{2R}$$

Uiteindelijk wordt de functie voor de vorm van een rakende ogive dan voorgesteld door:

$$y = \sqrt{\left(\frac{R^2+L^2}{2R}\right)^2 - (x-L)^2} + \left(R - \frac{R^2+L^2}{2R}\right)$$

Parabolische serie:

Een neus van deze vorm is niet de vorm waar je normaal aan zou denken als je het woord 'parabool' hoort. Een neus van deze vorm is te verkrijgen door een segment van de top van de parabool te nemen. Deze constructie levert een neusvorm op met een scherpe punt. Deze vorm is gelijkaardig aan de ogive, hierdoor zullen deze twee vormen waarschijnlijk een beetje hetzelfde presteren. De parabolische neus wordt vaak van een stompe punt voorzien, maar dan behoort deze niet tot de parabolische serie, maar tot de power serie.



Figuur 30: Parabool

[16]Om de vergelijking te bepalen beginnen we van volgende vergelijking van de parabool:

$$y = ax^2 + bx + c$$

Het puntje van de vorm bevindt zich in de oorsprong. Het omwentelingslichaam heeft als rotatie as de x-as. We kunnen dan volgende gegevens opstellen:

$$(0,0) \in \mathcal{P}, \qquad T(L,R) \in \mathcal{P}, \qquad c = 0 \quad en \quad L = -\frac{b}{2a}$$

Door het punt T in te vullen in de vergelijking vinden we:

$$aL^2 + bL = R$$

$$a\frac{(-b)^2}{4a^2} + b\frac{(-b)}{2a} = R$$

$$\frac{b^2}{4a} - \frac{b^2}{2a} = R$$

$$a = \frac{-b^2}{4R}$$

Door x-waarde L dan als de top te beschouwen vinden we een waarde voor b en a.

$$L = \frac{b}{2} \cdot \frac{4R}{b^2}$$

$$b = \frac{2R}{L}$$

$$a = -\frac{b^2}{4R} = -\frac{R}{L^2}$$

Door het volgende in de vergelijking toe te voegen krijgen we:

$$y = -\frac{R}{L^2}x^2 + \frac{2R}{L}x = R\left[\frac{2x}{L} - \left(\frac{x}{L}\right)^2\right], \qquad K' = 1$$

Dit omdat K' uitdrukt in welke mate de parabool wordt nagestreefd. De gekregen vergelijking is de Cartesische vergelijking van een parabool.

Wij zullen voor K'de waarde 0.5 gebruiken, dit is een willekeurig getal als test, aangezien dit tussen 0 en 1 is. Uit de Cartesische vergelijking van de parabool bekomen wij volgende formule.

$$y = R\left(\frac{\frac{2x}{L} - K'\left(\frac{x}{L}\right)^2}{2 - K'}\right), \qquad met\ 0 \leq K' \leq 1$$

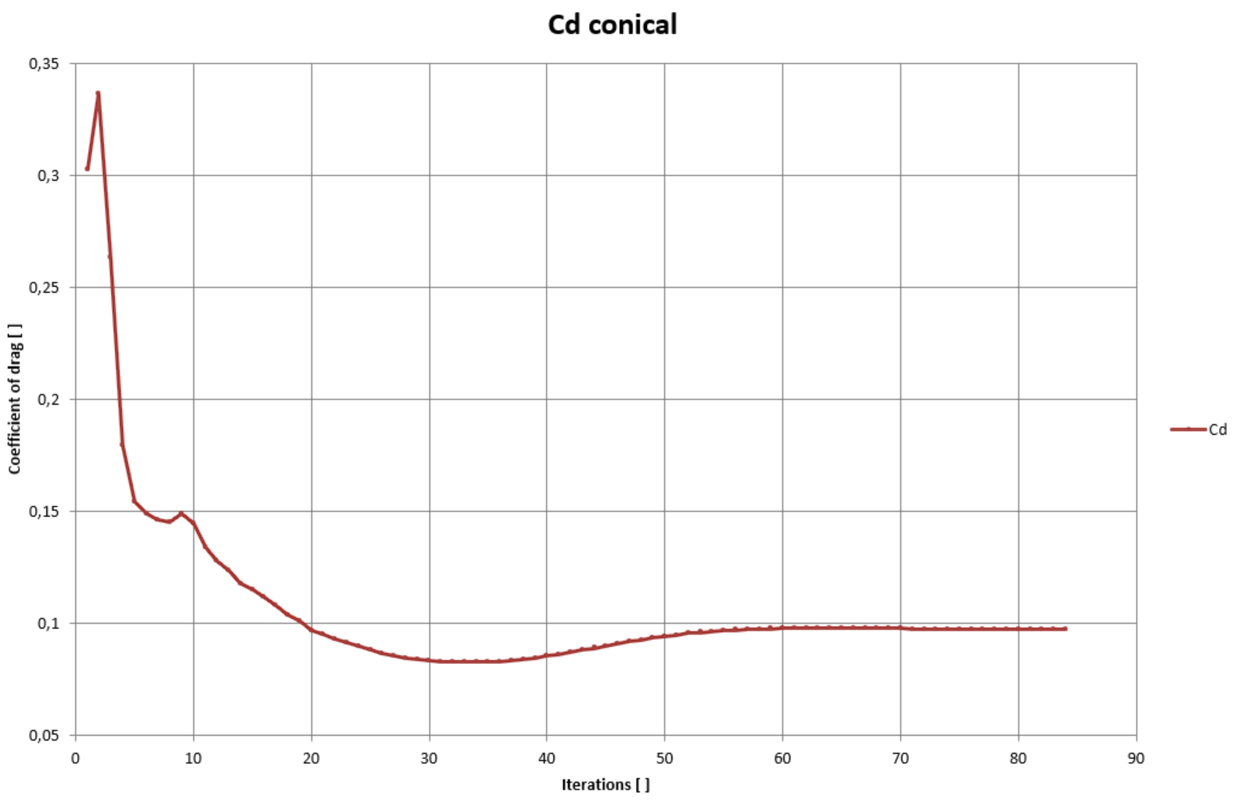
Voor een waarde $K' = 0$ krijgen we een conische vorm en voor $K' = 1$ krijgen we een volledige parabool en lijkt deze heel erg op de rakende ogive. In onze test zullen we $K' = 0.5$ stellen. Dit getal is gekozen omdat de vorm dan tussen deze van de conische vorm en de rakende ogive ligt. Een volledig parabool is namelijk heel gelijkaardig aan de rakende ogive.

---

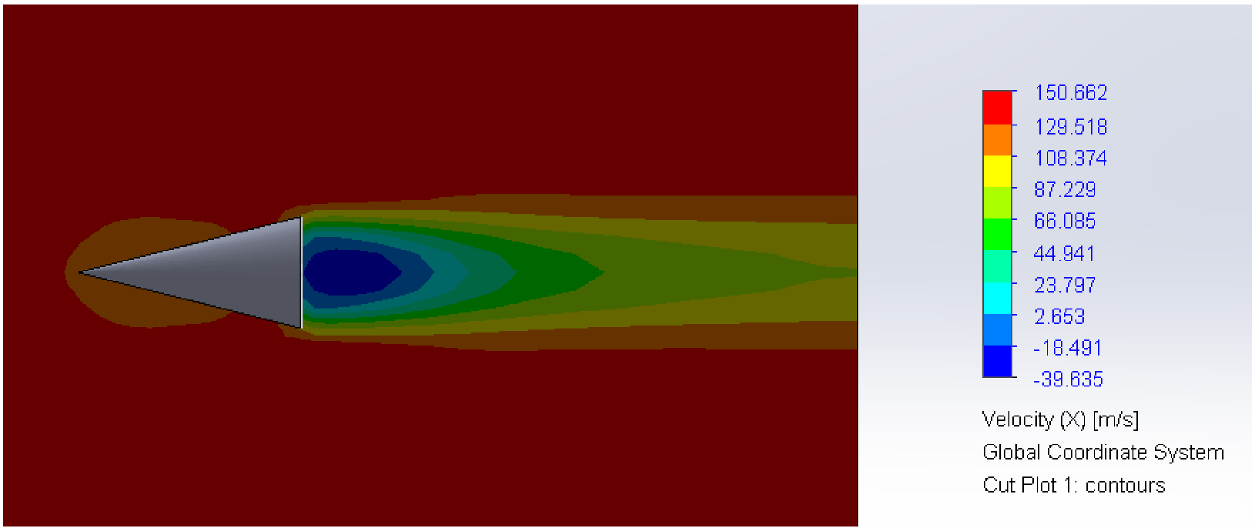
[16] Bron: N. De Ridder, Elementaire kegelsneden: De parabool

2.2.2 Simulatie

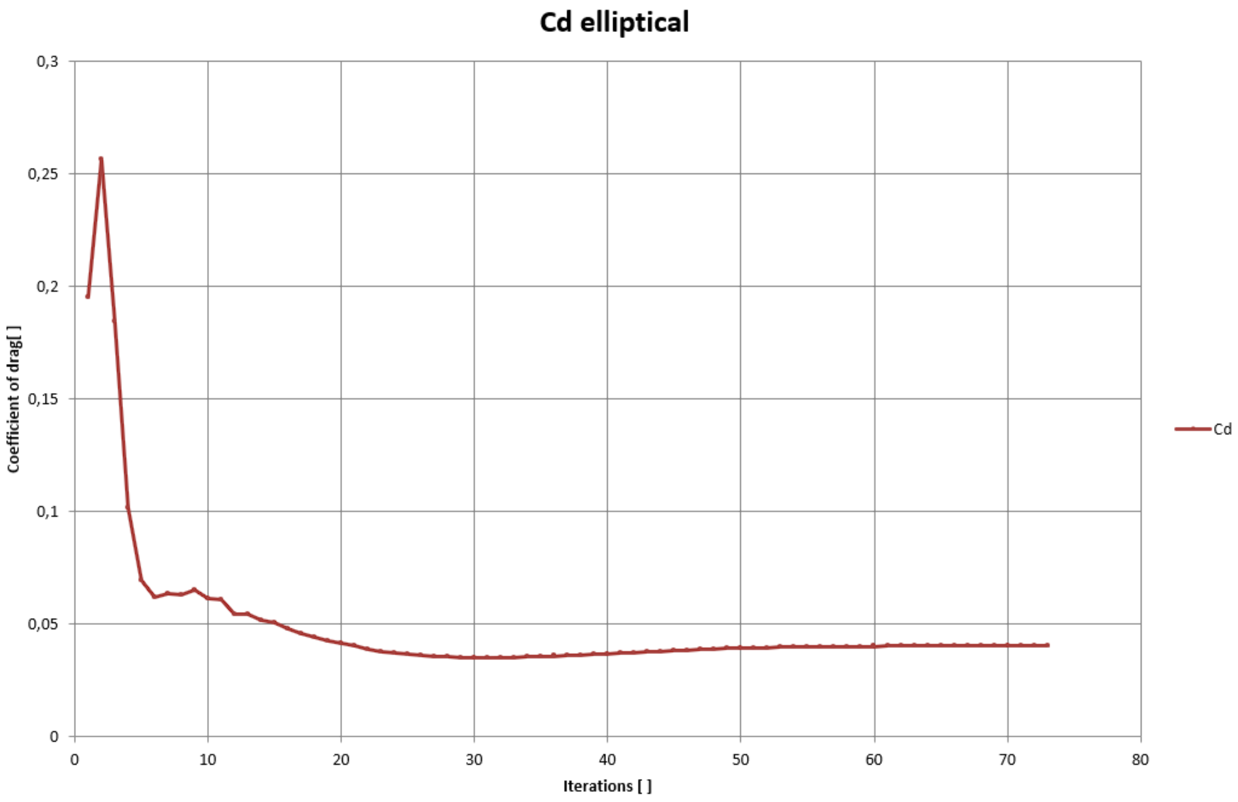
Voor professionele doeleinden wordt er voor het berekenen van C_D waardes een windtunnel gebruikt. Deze windtunnels zijn grote complexe Machines die heel duur zijn om te gebruiken. Daarom zullen we voor onze tests de virtuele windtunnel in SolidWorks gebruiken. De waardes voor C_D zijn gemeten op een snelheid gelijk aan Mach 0.4 (136 m/s). Op de grafieken kan je de C_D waarde aflezen in functie van het aantal iteraties (het aantal herhalingen van de simulatie in Flow Simulation). De waarde van C_D die we met dit onderzoek zullen verkrijgen, zal verschillen van de waarde die de volledige raket zal hebben, dit komt omdat de stroomlijnen zich anders gaan gedragen rond de volledige raket. In dit onderzoek willen we de verschillende vormen van de neus vergelijken en het is daarom niet nodig om een simulatie van heel de raket te maken.



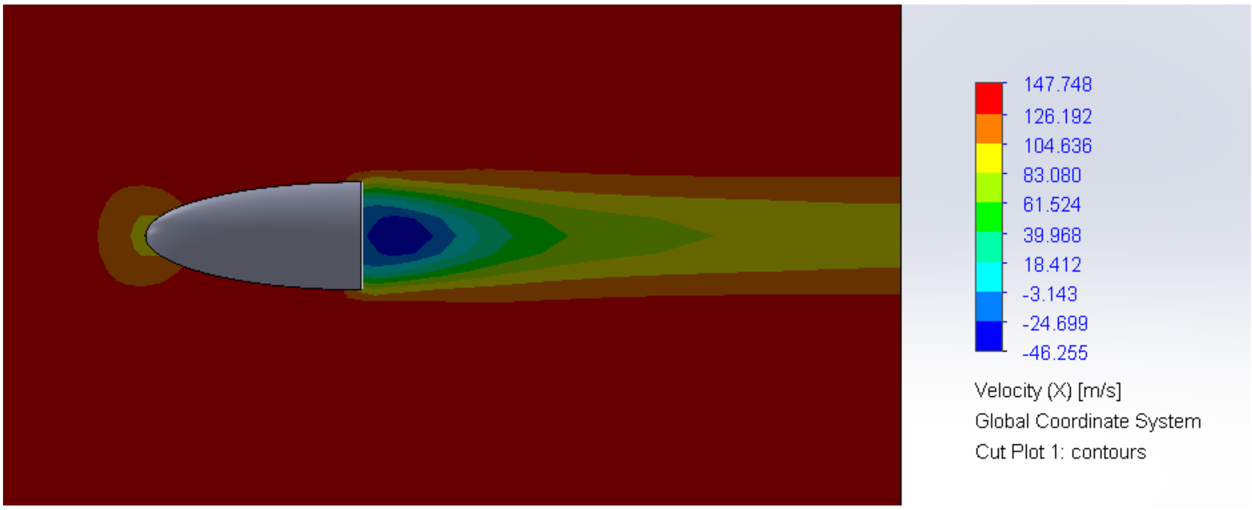
Figuur 31: C_D conisch



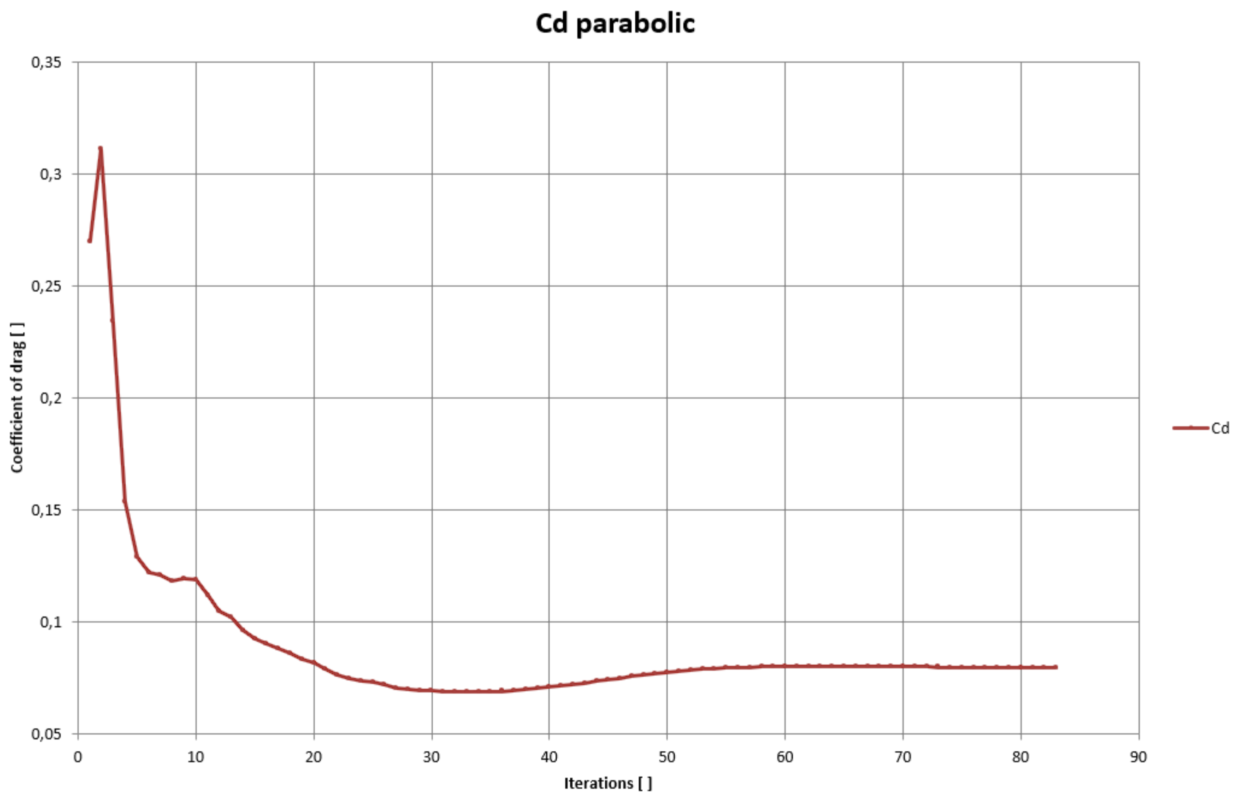
Figuur 32: Stroomsnelheid consich



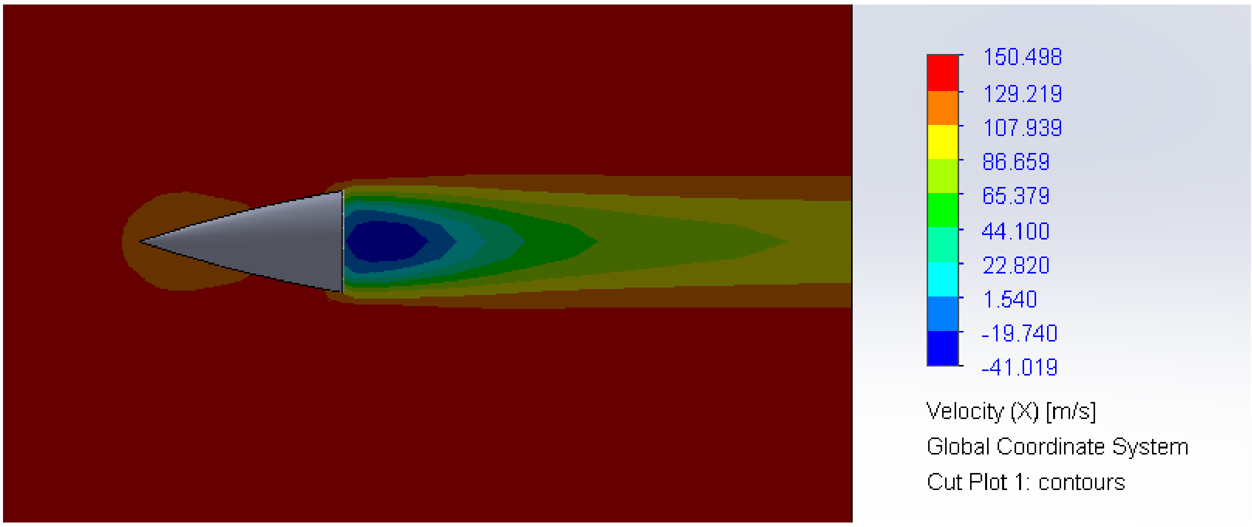
Figuur 33: C_D elliptisch



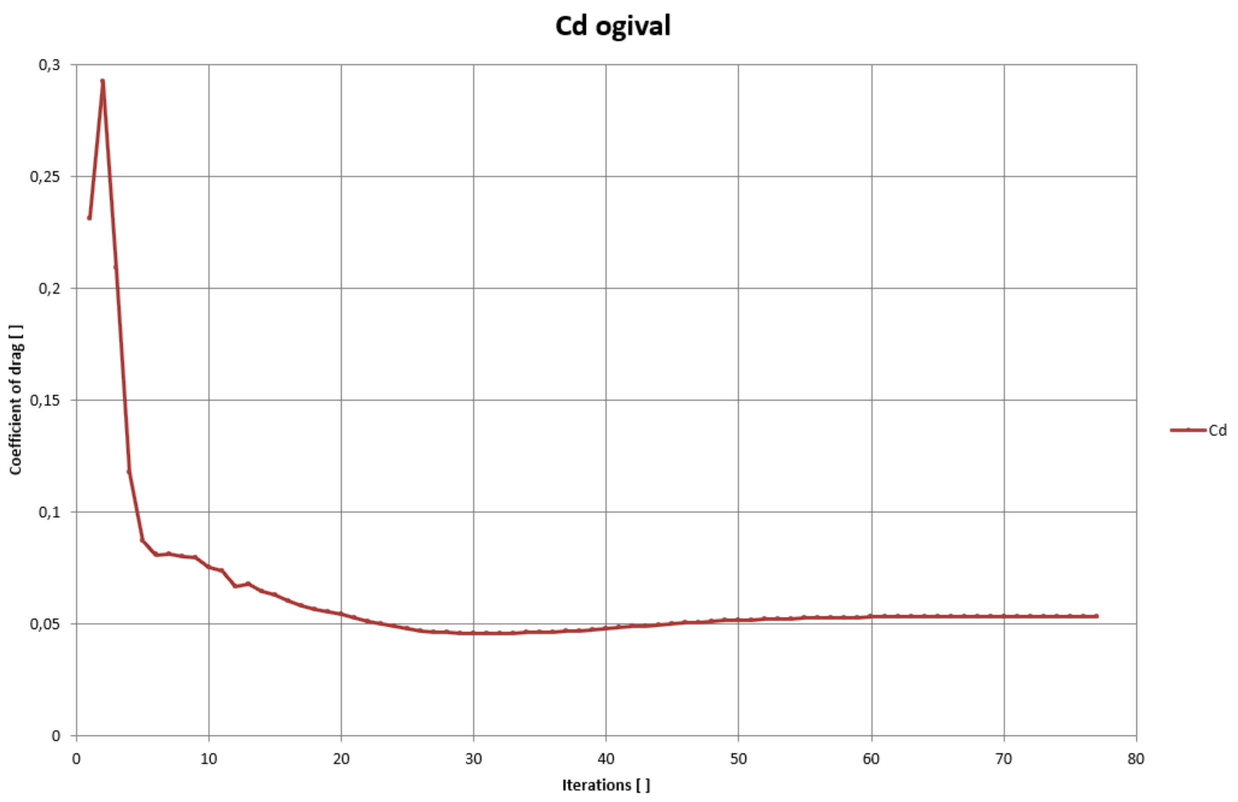
Figuur 34: Stroomsnelheid elliptisch



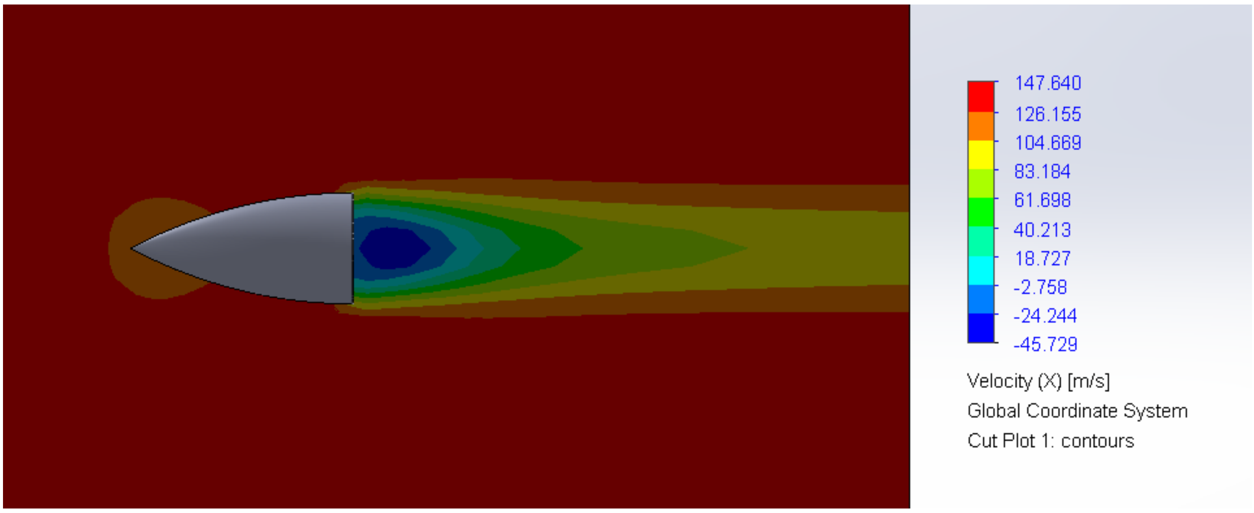
Figuur 35: C_D parabolisch



Figuur 36: Stroomsnelheid parabolisch



Figuur 37: C_D ogive



Figuur 38: Stroomsnelheid ogive

Besluit

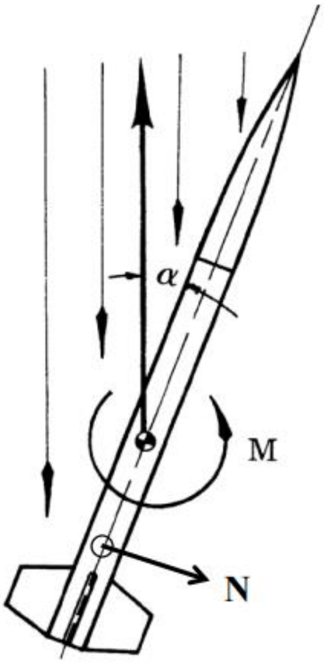
Hoe lager de C_D waarde, hoe lager de weerstand. Uit deze tests kunnen we dus besluiten dat een elliptische vorm het beste is voor snelheden lager dan de snelheid van het geluid.

2.3 Vinnen

De stabiliteit van een raket zorgt ervoor dat de raket recht omhoog zal vliegen en niet zal tuimelen of schudden tijdens de vlucht. De stabiliteit van kleine raketten wordt meestal verkregen door de vinnen die zich aan de onderkant van de raket bevinden.

Er bestaan ook andere manieren om de stabiliteit te regelen, dit kan bijvoorbeeld door de richting van de kracht van de motor te sturen (thrust vectoring). Deze manier wordt toegepast bij grote commerciële rakketten dit, zullen wij in dit dossier niet verder behandelen.

Als de raket opgelijnd is met de luchtstromen, zullen de vinnen van de raket geen draagkracht produceren en zal de raket deze baan blijven volgen. Wanneer de raket door bijvoorbeeld een windstoot van richting verandert, zal de vliegbaan niet meer evenwijdig zijn met de luchtstromen rond de raket, en dus ook niet meer rond de vinnen. Zoals uitgelegd in het hoofdstuk over draagkracht zal er dan een kracht (draagkracht) loodrecht op de vliegbaan komen te staan die aangrijpt in het drukpunt. Een raket zal altijd ronddraaien rond het zwaartepunt en de draagkracht van de vin zal aangrijpen in het drukpunt. Als het drukpunt achter het zwaartepunt ligt, krijgen we dus een moment dat de raket tracht op te lijnen met de luchtstromen. Een raket zal dus stabiel zijn wanneer het drukpunt achter het zwaartepunt ligt. Als het drukpunt voor het zwaartepunt ligt, zal de raket tuimelen vanaf hij de lucht in gaat. In dit geval is de raket dus zeer onstabiel.



Figuur 39: Moment op een raket

$$M = F_L l$$

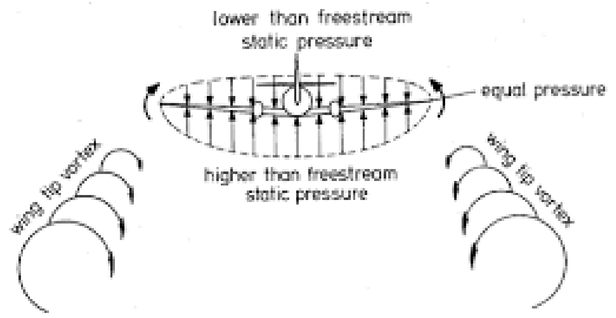
- Moment (M $[Nm]$)
- Afstand tussen drukpunt en zwaartepunt (l $[m]$)

Hoe groter de afstand tussen het drukpunt en het zwaartepunt, hoe groter het moment. Dus hoe groter deze afstand, hoe stabieler de raket. Maar we willen niet dat de stabiliteit te groot wordt, want dan zal de raket zich in de snel wind draaien. Dit is dus nadelig: we willen niet dat de raket horizontaal gaat vliegen. De afstand tussen het zwaartepunt en het drukpunt zal ongeveer eenmaal de diameter van de raket bedragen. Men kan het drukpunt meer naar achter leggen door de grootte en de vorm van de vinnen aan te passen.

2.3.1 Vorm

De weerstanden die van belang zijn op de vin van een raket zijn de geïnduceerde weerstand en de profielweerstand. De geïnduceerde weerstand is het gevolg van luchtstromen rond het profiel van de vin (doorsnede). Deze vorm van weerstand neemt toe bij toenemende draagkracht. Als de raket in vlucht opgelijnd is met de luchtstromen, zullen de vinnen geen draagkracht voortbrengen. Hierdoor zal de geïnduceerde weerstand zo goed als nul zijn. De profielweerstand van een vin speelt wel een belangrijke rol in het bepalen van de juiste vorm. Om de raket bij een verstoring zo efficiënt mogelijk terug op zijn oorspronkelijke baan te krijgen, willen we een profielvorm met een hoge C_L waarde. Omdat de vinnen van een modelraket vaak uit hout zijn gemaakt, is het dus belangrijk om de hoeken af te schuren om een meer aerodynamische vorm te verkrijgen, dit om profielweerstand te verminderen.

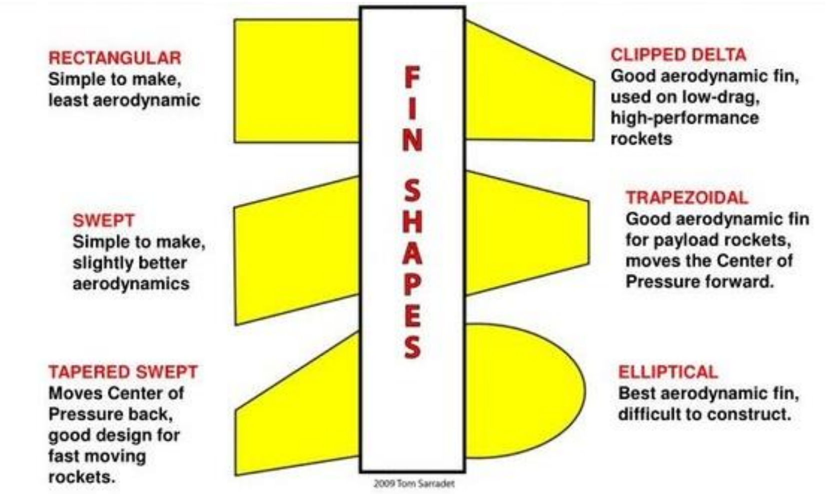
Een elliptische vorm zal de minst geïnduceerde weerstand veroorzaken doordat de koorde van de vin klein is aan zijn uiteinde. Het verminderen van de lengte van de koorde heeft als oorzaak het verminderen van geïnduceerde weerstand, wat het gevolg is van draagkracht en van luchtwervels. Luchtwervels ontstaan aan de tip van een vleugel of vin wanneer er een drukverschil heerst tussen de bovenkant en onderkant ervan. Door dit drukverschil lopen er aan de tip luchtstromen van het hogedrukgebied naar het lagedrukgebied.



Figuur 40: Tipwervels

Een elliptische vorm is daarom de beste vorm om de geïnduceerde weerstand zo laag mogelijk te houden. Maar door zijn vorm is het redelijk moeilijk om de hoeken op de juiste manier af te schuren, ook is deze vorm in het algemeen moeilijker te maken. Om deze reden is het waarschijnlijk beter om een andere vorm te gebruiken waarbij de koorde aan de tip vermindert zoals bijvoorbeeld bij een trapezium.

Elke vorm van vin zal weerstand met zich meebrengen. Het verschil in weerstand tussen verschillende vormen is dan ook niet heel groot. Het bepalen van de juiste vorm van de vinnen hangt dus ook af van welke vorm het best gemaakt kan worden, en welke natuurlijk het mooist is. In de figuur hieronder zie je een samenvatting van een aantal vormen voor de vinnen.



Figuur 41: Vormen van vinnen

2.3.2 Aantal

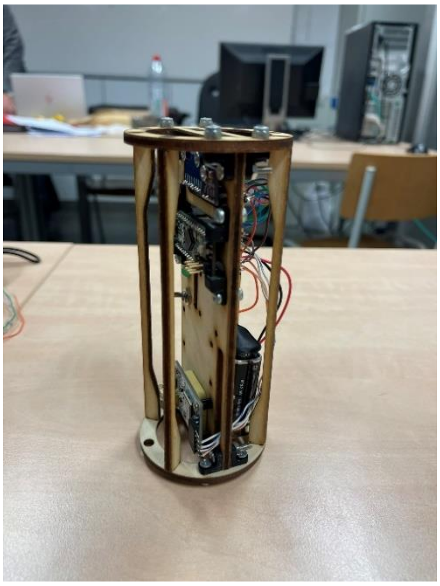
Voor een stabiele raket heb je minstens drie vinnen nodig. Het aantal hangt natuurlijk af van de toepassing van de raket. Hoe meer vinnen, hoe stabieler de raket wordt, maar vinnen verhogen ook de luchtweerstand en die moet zo laag mogelijk blijven. Meestal worden er voor raketten daarom drie of vier vinnen gebruikt.

III. Avionics

We zouden onze raket zonder elektronica de lucht in kunnen sturen, maar dan zou de vlucht niets opleveren buiten een spektakel. Om de gegevens van de vlucht te kunnen bepalen (hoogte, snelheid, duur van de vlucht…) zullen we dus een aantal verschillende elektronische componenten gebruiken. In dit hoofdstuk vertellen wij welke componenten we gaan gebruiken en hoe ze werken.

3.1 Algemeen

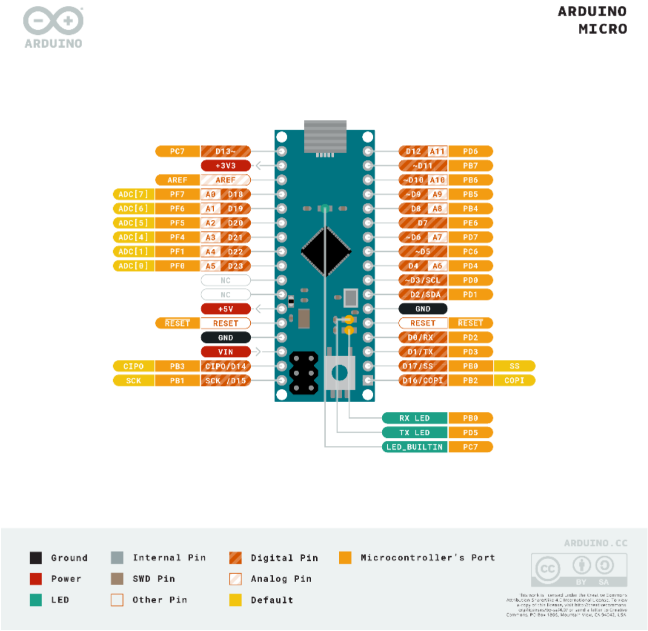
De elektronica die we de lucht insturen, hebben de naam ‘avionics’, wat in het Nederlands gewoon luchtvaartelektronica is. We zullen deze term dan ook verder in ons verslag gebruiken. Alle avionics worden gemonteerd op de avionics bay in de raket. Dit segment van de raket is volledig uit hout vervaardigd en is daarom veel sterker dan PLA, het materiaal dat gebruikt wordt voor de meeste 3D-prints. Hout is natuurlijk ook veel lichter dan aluminium of staal. Het hout is uitgesneden met de lasercutter van school. Het hele object is makkelijk in elkaar te zetten met een aantal boutjes en moertjes, alsook een aantal kleine 3D-prints. Deze onderdelen zijn ontworpen met SolidWorks. Buiten alle elektrische componenten is er ook een LED en een schakelaar op de avionics bay gemonteerd om het volledige systeem aan en uit te zetten en te zien of informatie wordt opgeslagen.



Figuur 42: Avionics bay

3.2 Arduino

In onze raket maken we gebruik van een Arduino Micro, deze heeft alle functies die wij nodig hebben en is heel klein. Hij is dan ook licht, wat gunstig is. De microcontroller kunnen we programmeren met Arduino IDE. In ons programma gebruiken we enkele bibliotheken die het gebruik van de sensoren vergemakkelijken.



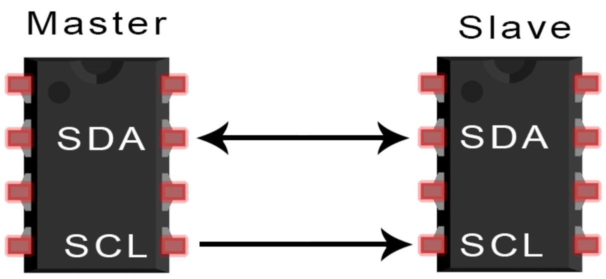
Figuur 43: Arduino pin-layout

3.3 Communicatie

Om met vele componenten en sensoren te communiceren, maakt de Arduino gebruik van SPI en I²C combinatie. Via deze communicatie kunnen meerdere sensoren via dezelfde connectoren verbonden worden aan de Arduino.

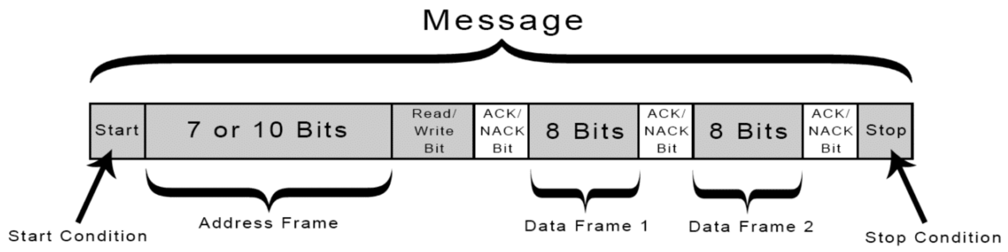
3.3.1 I²C

[17]Met I²C kunnen we meerdere sensoren of andere componenten aansluiten aan één master via slechts 2 draden (SDA en SCL). Hier zijn de ‘slaves’ de gyroscoop/versnellingsmeter en de temperatuur/drukmeter, de master is de Arduino.



Figuur 44: I²C

Bij het I²C communicatieprotocol worden gegevens tussen master en slave overgedragen langs een enkele draad. De berichten worden opgesplitst in verschillende dataframes. Tussen elke dataframe worden er start- en stopvoorwaarden verstuurd (ACK/NACK-bits).



Figuur 45: I²C bericht

Startconditie: Een bericht verstuurd door de master dat aangeeft dat de berichtgeving gestart kan worden.

Adresframe: Elk bericht bevat een adresframe dat het adres van de slave bevat. Dit zorgt ervoor dat de master weet met welke sensor hij aan het communiceren is. Elke slave heeft een uniek adres (bv: 0x76).

Read/Write bit: Een enkele bit die aangeeft of de master gegevens ontvangt (hoogspanning) of verstuurt (laagspanning).

Dataframes: Elke dataframe is 8 bits lang. De meest belangrijke bit wordt als eerste verstuurd. Elk dataframe wordt gevolgd door een ACK/NACK bit om te verifiëren of het frame correct is ontvangen.

[17] Bron: Circuitbasics, basisprincipes van het I2C-communicatieprotocol

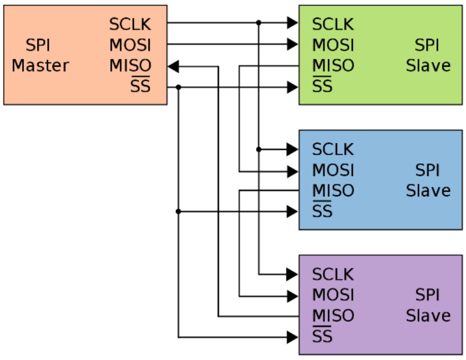
Stopconditie: Nadat alle frames zijn verzonden, stuurt de master een stopconditie naar de slave om de communicatie te stoppen.

Nadelen van het I²C-protocol is dat de communicatie trager verloopt dan bij SPI. Een voordeel is dat het minder bekabeling nodig heeft dan bij SPI.

3.3.2 SPI

Het Serial Peripheral Interface (SPI) is een communicatieprotocol dat ook wordt gebruikt om meerdere componenten te verbinden met een master. In tegenstelling tot I²C, maakt SPI gebruik van vier draden om de communicatie tussen master en slave mogelijk te maken. Het grote voordeel hiervan is ook dat er met een master verschillende slaves gebruikt worden, voornamelijk sensoren.

Deze draden zijn: MOSI (Master Out Slave In), MISO (Master In Slave Out), SCLK (Serial Clock) en SS (Slave Select). Het principe van master en slave is hetzelfde zoals bij I²C. Bij het SPI-communicatieprotocol worden gegevens overgedragen via een wisselende stroom (differentieel), in tegenstelling tot I²C die berichten opsplitst in verschillende dataframes en verstuurt via één draad.



Figuur 46: SPI communicatie

Bij SPI verzendt de master de gegevens via MOSI en de slave stuurt de gegevens terug via MISO. De snelheid van de communicatie wordt geregeld door het SCK signaal en het SS signaal dient om aan te geven welke slave momenteel moet communiceren met de master.

Hieronder een communicatievoorbeeld:

1. Een master stuurt het 'Slave Select' (SS) signaal naar de juiste slave. Dit zorgt ervoor dat de slave weet dat hij moet luisteren naar het master apparaat.
2. De master stuurt gegevens via het 'Master Out Slave In' (MOSI) signaal en de slave ontvangt deze gegevens via het 'Slave In Master Out' (MISO) signaal.
3. Het 'Serial Clock' (SCLK) signaal wordt door de master gestuurd om de snelheid van de overdracht te regelen en om aan te geven wanneer de master en de slave de gegevens moeten ontvangen en verzenden.
4. De slave reageert op de gegevens die hij heeft ontvangen en stuurt antwoord via het MISO signaal.
5. De master ontvangt het antwoord via het MISO signaal en beëindigt de communicatie door het 'Slave Select' signaal uit te schakelen.

[18]De klokpolariteit (Clock Polarity, CPOL) in de SPI-communicatie geeft aan of de kloklogica op de hoge of op de lage toestand wordt gehouden als er geen data wordt verstuurd.

[18] Bron: TUD, een draadloze sensor voor het monitoren van bederfelijke producten

Er zijn twee mogelijke instellingen voor CPOL:

- CPOL = 0: De klokpolariteit is op lage toestand wanneer er geen data wordt verstuurd. Dit wordt vaak gebruikt wanneer de slave het signaal moet ontvangen als de klok op de lage toestand is.

- CPOL = 1: De klokpolariteit is op hoge toestand wanneer er geen data worden verstuurd. Dit wordt vaak gebruikt wanneer de slave het signaal moet ontvangen als de klok op de hoge toestand is.

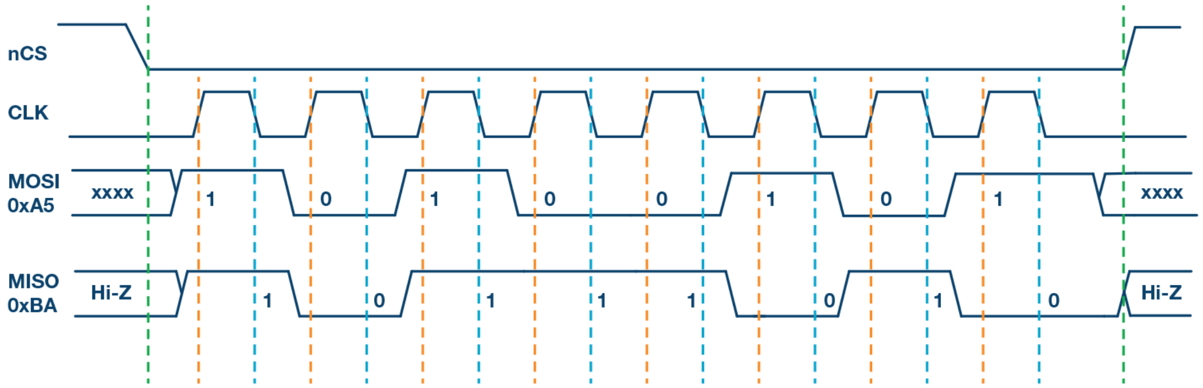
Het bepalen van de juiste klokpolariteit is belangrijk omdat het bepaalt hoe de master en de slave communiceren en hoe de data worden verstuurd en ontvangen. Als de instellingen van de master en de slave niet overeenkomen, zullen ze niet met elkaar kunnen communiceren en zal de overdracht niet correct verlopen.

CPHA, oftewel Clock Phase (klokfase), is een andere instelling die gebruikt wordt bij de SPI-communicatie. Net als CPOL, bepaalt het de timing van de klok en hoe de data worden verstuurd en ontvangen. Er zijn twee mogelijke instellingen voor CPHA:

- CPHA = 0: Dit betekent dat de master data verstuurt tijdens de overgang van een hoge naar een lage waarde van de klok (bij CPOL = 0) of tijdens de overgang van een lage naar een hoge waarde (bij CPOL = 1).

- CPHA = 1: Dit betekent dat de master data verstuurt tijdens de overgang van een lage naar een hoge waarde van de klok (bij CPOL = 0) of tijdens de overgang van een hoge naar een lage waarde (bij CPOL = 1).

CPHA en CPOL werken samen om de timing en de fase van de klok te bepalen, en zijn daarom belangrijk voor de communicatie tussen de master en de slave. Als de instellingen van de master en de slave niet overeenkomen, zullen ze niet met elkaar kunnen communiceren en zal de overdracht niet correct verlopen.



Figuur 47: SPI-communicatie bericht:
SPI Mode 0, CPOL = 0, CPHA = 0: CLK idle state = low, data sampled on rising edge and shifted on falling edge.

[19]In de figuur hierboven zien wij de gegevens die worden weergegeven op de MOSI- en MISO-lijn. Het begin en einde van de transmissie wordt aangegeven door de gestippelde groene lijn, de ‘sampling edge’ wordt aangegeven in oranje, en de ‘shifting- edge’ in blauw. Deze figuren dienen slechts ter illustratie. Voor succesvolle SPI-communicatie moeten gebruikers de data-sheets raadplegen.

Omdat de MOSI en MISO aparte lijnen zijn, kan met SPI tegelijkertijd data door de master verstuurd en ontvangen worden. Afhankelijk van de slaves waarmee moet worden gecommuniceerd, zijn er verschillende instellingen mogelijk wat de klok betreft.

Een nadeel van SPI is dat het meer draden nodig heeft dan I²C en daardoor complexer kan zijn wat gebruik betreft. Het voordeel van het SPI protocol is dat het sneller is dan I²C, omdat het over meerdere draden werkt. Hierdoor is het ook meer geschikt voor toepassingen waarbij hogere snelheden vereist zijn.

3.4 Voeding

Om de avionics van stroom te voorzien maken we gebruik van een 9V batterij. De batterij kan rechtstreeks op de Arduino aangesloten worden. Het bordje kan een voeding van 7 tot 20 volt aan, maar er wordt aanbevolen om geen voeding met een spanning hoger dan 12 volt aan te sluiten om oververhitting van de spanningsregelaar op de Arduino te voorkomen.

3.5 Hoogtemeting

Om de hoogte waarop de raket is geweest te bepalen, maken we gebruik van een temperatuur/druk sensor (BMP280). Het is een klein bordje met daarop een kleine sensor (2mm bij 2,5mm). Het bordje werkt met I²C communicatie.

Figuur 48: BMP280

In onze atmosfeer is de druk en de temperatuur veranderlijk met de hoogte. Zo kunnen we met de temperatuur en de omgevingsdruk de hoogte berekenen. De druk en temperatuur is niet altijd dezelfde op eenzelfde plaats, uit de gemiddelde druk en temperatuur op zeeniveau is er door de internationale luchtvaartorganisatie de internationale standaardatmosfeer opgesteld (ISA). Volgens ISA is de standaardruk op zeeniveau 1013.25 hPa en de standaardtemperatuur 15 °C.

[20]De BMP280 meet de luchtdruk in Pascal (Pa) en de temperatuur in graden Celsius (°C). Om de hoogte te berekenen, moet je de actuele luchtdruk en temperatuurwaarden krijgen van de sensor. We kiezen een referentiedruk, de hoogte wordt dus berekend vanaf dit drukvlak. De referentiedruk (p_0) is meestal de luchtdruk op zeeniveau, omdat deze veranderlijk is kijken we naar het weerbericht. Om de formule op te stellen, maken we onder andere gebruik van de formule van Toussaint.

[19] Bron: AnalogDialogue, Introduction to SPI Interface
[20] Bron: Introduction to Flight, Definition Of The Standard Atmosphere

Deze wet zegt dat de temperatuur met een bepaalde temperatuurgradiënt afneemt. Daarom zal deze formule enkel geldig zijn tot aan de troposfeer.

$$T = T_0 + a \cdot \Delta h$$

- Temperatuur op hoogte (T $[K]$)
- Temperatuur op zeeniveau (T_0 $[K]$)
- Temperatuurgradiënt ($a = -0{,}0065\ K/m$)
- Verschil in hoogte (Δh $[m]$)

Omdat we als beginhoogte de grond nemen zal $\Delta h = h$. Ook maken we gebruik van een formule die aantoont hoe een drukverandering gepaard gaat met een temperatuursverandering.

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{-Mg}{aR}}$$

- Druk op hoogte (p $[Pa]$)
- Druk op zeeniveau (p_0 $[Pa]$)
- Molaire massa (M $[kg/mol]$)
- Valversnelling ($g = 9.81\ m/s^2$)
- Algemene gasconstante $\left(R = 8.314\ \left[\frac{J}{kg \cdot K}\right]\right)$

Voor het invullen van de constanten in de exponent van $\frac{T}{T_0}$ krijgen we:

$$\frac{-Mg}{aR} = \frac{-0.02897 \cdot 9.81}{-0.0065 \cdot 8.314} = 5.257,$$

de voorgaande vergelijking kan dan vereenvoudigd worden tot:

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{5.257}$$

Door in beide delen de teller en noemer om te wisselen en T te vervangen door de formule van Toussaint, vinden we:

$$\left(\frac{p_0}{p}\right)^{\frac{1}{5.257}} = \frac{T_0}{T_0 + ah}$$

Door T_0 opnieuw weg te werken met de formule van Toussaint, kunnen we een formule voor de hoogte vinden. Waarbij de hoogte dan kan berekend worden met de temperatuur op een bepaalde hoogte.

$$h = \frac{T\left(\left(\frac{p_0}{p}\right)^{\frac{1}{5.257}} - 1\right)}{0.0065}$$

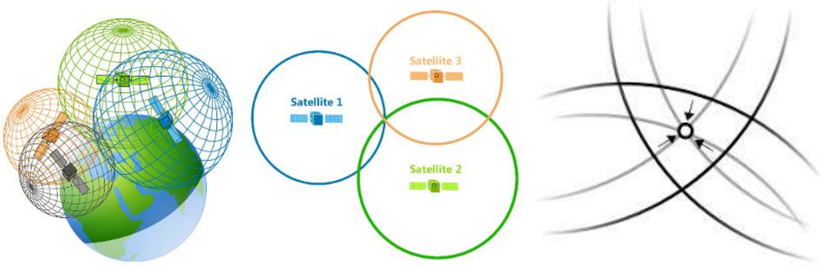
3.6 GPS

GPS (global positioning system) wordt in heel wat apparaten gebruikt, het is dan ook handig om overal waar je bent je precieze locatie te kunnen weten. De GPS kan gebruikt worden om een 3D-locatie te verkrijgen, maar je kan er ook de richting en snelheid van je voorwerp mee te weten komen. De hoogte van onze raket is een belangrijk gegeven, we kunnen dit berekenen met de hoogte en de temperatuur maar de GPS biedt een alternatieve manier. We zouden de twee waardes dus willen vergelijken om zeker te weten hoe hoog de raket nu werkelijk vliegt. In de raket zullen we de Neo7m als GPS-module gebruiken. Dit is een kleine module die de signalen van de satellieten ontvangt. De data zullen we met behulp van een bibliotheek met Arduino kunnen ontcijferen en omzetten naar waardes die wij kunnen lezen.

Figuur 49: Neo7m

3.6.1 Werking GPS

Het GPS-systeem is voor iedereen toegankelijk en is uitgevonden in de Verenigde-Staten. GPS gebruikt een dertigtal verschillende satellieten die op 20.200 km hoogte en in twaalf uur tijd een rondje rond de aarde cirkelen. De reden waarom ze zich zo hoog bevinden, is omdat ze meer van de aarde kunnen waarnemen vanuit één punt. De satellieten sturen radiogolven uit die de ontvanger dan ontvangt. De ontvanger vergelijkt de looptijd van dit signaal met een eigen opgewekte code en kan dan een afstand berekenen tussen zichzelf en de satelliet. Deze berekening bevat fouten door bijvoorbeeld atmosferische storingen (inversies), hierdoor kan de positiebepaling niet exact juist zijn. De satellieten bevatten zeer nauwkeurige atoomklokken, daarom kan de positie nog steeds zeer precies bepaald worden. De bepalingsfout kan variëren van tientallen meters tot slechts één meter, dit hangt ook af van de precisie van de ontvanger. De positie waarop één satelliet denkt dat de ontvanger zich bevindt is een bol, met straal de afstand die berekend is. Voor twee satellieten zal dit de cirkel zijn die gevormd wordt door het snijden van de twee bollen. Met drie satellieten hebben we maar één snijpunt tussen de bollen in een vlak, dit zal dan de positie zijn waarop de ontvanger zich bevindt in 2D. Om de hoogte van de ontvanger te weten te komen, zullen we een vierde satelliet nodig hebben, dit geeft ons een 3D plaatsbepaling. In werkelijkheid zal er geen enkel punt zijn waarin alle bollen elkaar snijden, dit komt door de storingen van het systeem. Met hoe meer satellieten de ontvanger communiceert, hoe preciezer de positiebepaling.



Figuur 50: GPS

3.6.2 Data ontcijferen

[21]NMEA 0183 is de taal die door de gps-ontvanger gebruikt wordt om de berekende positiegegevens door te geven aan andere apparaten. NMEA staat voor National Marine Electronics Association. Het is een organisatie in de Verenigde Staten. Door deze communicatiemethode kunnen verschillende elektronische systemen makkelijk gegevens met elkaar uitwisselen. De NMEA 0183 is een standaardtaal die wordt geschreven voor de communicatie tussen verschillende apparaten zoals dieptepeilen, sonarapparatuur en autopiloten. Er zijn verschillende regels binnen het communicatieprotocol. De meeste NMEA regels beginnen met drie tekens, zoals $GP. Het dollarteken is de aanduiding dat een nieuwe regel begint. De twee volgende letters geven aan van welke satellietconstellatie (een groep satellieten die samenwerkt als één systeem) de regel komt. Na deze eerste drie tekens komen nog een aantal letters, deze staan voor het soort regel dat wordt gecommuniceerd. Er zijn heel veel verschillende NMEA regels die elk hun eigen informatie doorgeven. Hierna volgt een voorbeeld van enkele regels die wij kunnen ontvangen met onze GPS-module.

```
$GNRMC,181722.00,A,4000.1256100,N,08301.5461206,W,0.000,,270718,,,A,V*0F
$GNVTG,,T,,M,0.000,N,0.000,K,A*3D
$GNGNS,181722.00,4000.1256100,N,08301.5461206,W,AANN,17,99.99,221.231,-33.698,,,V*1F
$GNGGA,181722.00,4000.1256100,N,08301.5461206,W,1,12,99.99,221.231,M,-33.698,M,,*4A
$GNGSA,A,3,03,06,12,17,19,24,28,02,,,,,99.99,99.99,99.99,1*37
$GNGSA,A,3,74,84,66,82,73,83,68,67,80,,,,99.99,99.99,99.99,2*3F
$GNGLL,4000.1256100,N,08301.5461206,W,181722.00,A,A*67
$GNGRS,181722.00,1,1.7,0.2,-1.3,-1.3,-1.5,1.8,2.5,1.2,,,,,1,0*7E
$GNGRS,181722.00,1,-4.2,0.8,4.2,1.6,-1.7,2.7,-4.8,-1.4,4.6,,,,2,0*74
$GNGST,181722.00,9.6,,,,0.71,0.71,0.71*51
$GNZDA,181722.00,27,07,2018,00,00*7E
$GNGBS,181722.00,0.7,0.7,0.7,,,,,,*57
```

Figuur 51: NMEA regels

Het is zeer moeilijk om de gegevens uit deze regels te lezen. Ublox u-center is een programma voor Windows waarmee de gps kan geconfigureerd worden en de data kunnen geëvalueerd worden. Met deze evaluatiesoftware kunnen we de NMEA berichten ontcijferen en de verschillende gegevens gemakkelijk aflezen.

[22]In onze raket gaan we niet de Ublox software gebruiken, maar de Arduino om de berichten te ontcijferen. We doen dit door gebruik te maken van de TinyGPS++ bibliotheek. Met deze bibliotheek kunnen we door een eenvoudige code de gegevens die we van de GPS ontvangen, opvragen en op een SD-kaartje schrijven. Zo kunnen we de hoogte op een bepaald tijdstip aflezen na de vlucht. De tijd wordt ook verstuurd met de NMEA 0183 berichten, zo kunnen we ook weten op welk tijdstip de raket een bepaalde hoogte bereikt. In het hoofdstuk over de code verneem je hier meer over.

[21] Bron: GPS-systeem.nl, nmea-0183
[22] Bron: arduiniana.org, TinyGPS++

3.7 Gyroscoop en versnellingsmeter

Met deze sensor kunnen we de draaibewegingen, hoeksnelheden, rotatiesnelheden alsook versnellingen op en rond verschillende assen meten. Hierdoor kunnen we de bewegingen die de raket uitvoert, opmeten en analyseren. Een sensor die de gyroscoop en versnellingsmeter combineert wordt ook wel een IMU (inertial measurement unit) genoemd. In onze raket zullen wij de MPU6050 gebruiken, het is een redelijk accurate en goedkope chip waardoor hij zeer populair is. De MPU6050 heeft acht pinnen, waarvan er minstens vier nodig zijn om de sensor aan te sluiten. Met vier aansluitingen kan de chip aangestuurd worden met het I²C protocol. De module is een MEMS (micro-elektromechanisch systeem).

Figuur 52: MPU6050

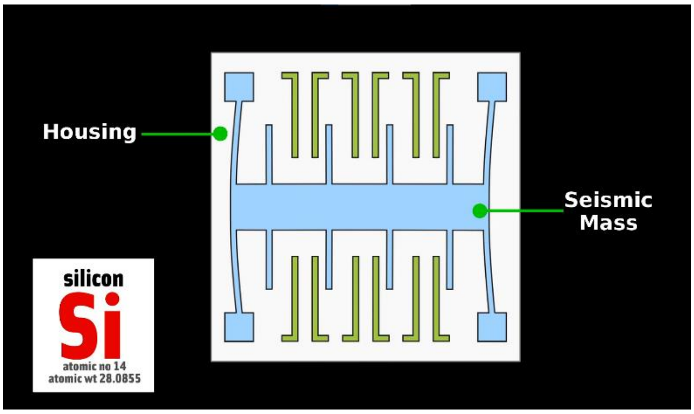
3.7.1 MEMS

Micro-elektromechanische systemen zijn microscopisch kleine systemen die bestaan uit zowel elektronische als mechanische elementen.

MEMS-gyroscoop

Een MEMS gyroscoop is een klein, zeer gevoelig apparaat dat de hoeksnelheid kan meten of de rotatiesnelheid rond een specifieke as. Het bestaat uit een micro-elektromechanische structuur die in staat is om kleine bewegingen of trillingen te detecteren en te meten. Het corioliseffect treedt op wanneer een object beweegt in een roterend referentiesysteem. Het effect veroorzaakt een kracht die het object naar een andere richting duwt dan waar het naartoe beweegt, wat afhankelijk is van de richting van de rotatie en de snelheid van het object.

MEMS gyroscopen worden gebruikt in een breed scala aan toepassingen, zoals navigatie, robotica en bewegingsdetectie. Ze worden vaak gevonden in smartphones, gaming apparaten en andere consumentenelektronica, evenals in lucht- en ruimtevaart, militaire en industriële systemen. MEMS-gyroscopen werken op basis van het principe van het hoekmoment, dat stelt dat de hoeksnelheid van een object constant is tenzij het wordt beïnvloed door een externe kracht (corioliseffect).



Figuur 53: Inhoud MEMS-gyroscoop

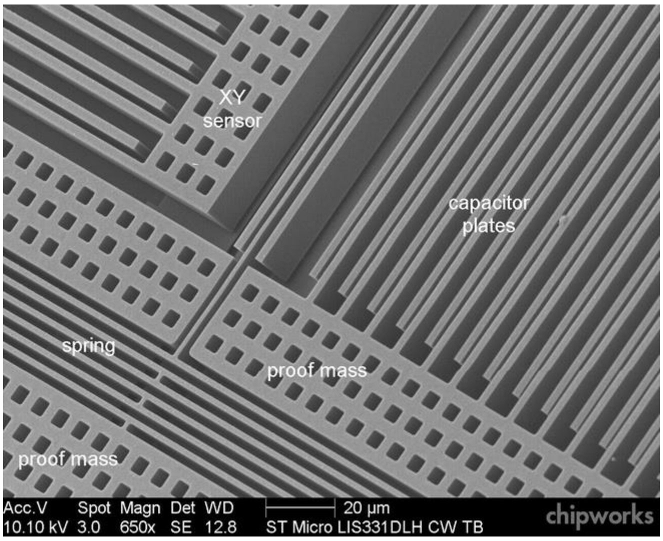
[23]De MEMS-structuur van een gyroscoop bestaat uit een kleine, seismische massa (vaak silicium) die is opgehangen binnen een frame met dunne balken of veren. Wanneer het apparaat wordt gedraaid, ondervindt de seismische massa een kracht door de hoeksnelheid, wat ervoor zorgt dat het zich relatief tot het frame beweegt. Deze beweging wordt gedetecteerd en gemeten door sensoren, die worden gebruikt om de hoeksnelheid van het apparaat te bepalen.

[23] Bron: YouTube.com, How a Smartphone Knows Up from Down (accelerometer)

Dit is een voorbeeld van het corioliseffect, zonder het corioliseffect zou de gyroscoop niet in staat zijn om de hoeksnelheid te meten met de hoge nauwkeurigheid die vereist is voor veel toepassingen.
MEMS-gyroscopen staan bekend om hun hoge gevoeligheid, kleine afmetingen en laag stroomverbruik, wat ze ideaal maakt voor gebruik in draagbare en lage-energie apparaten. Ze zijn ook relatief goedkoop om te produceren, wat heeft bijgedragen aan hun brede toepassing in elektronica waaronder gsm's.

MEMS-versnellingsmeter

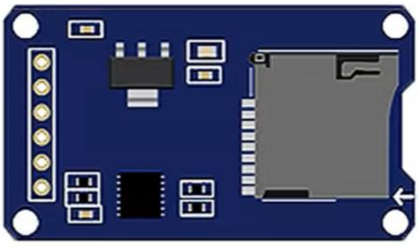
[24]Bij een accelerometer meet je de beweging van de massa, waardoor je ook de beweging van het object kan afleiden. Bij een mems-accelerometer is de seismische massa (proof mass) ook een stukje silicium. De veer is een condensator, maar dan van twee 'kammen' in silicium gemaakt. De massa zit aan de buitenkant van de kammen en de kammen zijn elektrisch gescheiden. Deze kammen kunnen door de lithografische productie heel dicht bij elkaar komen. Dat zorgt voor een klein, maar meetbaar verschil in lading in de condensator. Zo wordt beweging door de mechanische eigenschappen van de opstelling omgezet in een elektrisch signaal. Doordat er drie van dergelijke condensatorsystemen zijn, in x-, y-, en z-as, kan dit door de microcontrollers de beweging in 3d bepalen.



Figuur 54: Inhoud MEMS-versnellingsmeter

3.8 Datalogger

De gegevens die de sensoren verzamelen, moeten na de vlucht nog beschikbaar zijn zodat we deze kunnen bekijken en analyseren. De data die de sensoren verzamelen, moeten dus opgeslagen worden op een SD-kaart. Hiervoor bestaat er een simpele SD-kaartlogger. We kunnen daarmee met een bepaald stukje code op de Arduino de gegevens van de sensoren op de SD-kaart schrijven. Na de vlucht kunnen we dan de SD-kaart aan een PC aansluiten en de gegevens importeren in een Excel bestand. De SD-kaartlogger werkt met SPI-communicatie.



Figuur 55: Datalogger

[24] Bron: tweakers.net, Je broekzak vol mems

3.9 Videomateriaal

Voor het opnemen van de vlucht van de raket zullen wij een camera plaatsen aan de buitenkant van de raket. Zo kunnen wij deze beelden later bekijken. De camera die we hiervoor gaan gebruiken is de SQ11 Mini. Dit is een compacte en draagbare camera die is ontworpen voor gemakkelijke opname en opslag. Met de afmetingen 22x22x22mm heeft de camera een Full HD-resolutie en een kijkhoek van 140 graden, waardoor het in staat is om een groot deel van de omgeving op te nemen. De camera beschikt ook over infrarood nachtzicht, hierdoor kan het opnames maken in situaties met weinig licht. De opgenomen beelden kunnen worden bekeken via een micro-USB-kabel of door de micro-SD-kaart rechtstreeks in een SD-kaartlezer te plaatsen. De camera is eenvoudig te bedienen en heeft een gebruiksvriendelijke interface, waardoor het gemakkelijk is om opnames te maken

3.10 Airtag

Een Apple AirTag werkt op basis van Bluetooth Low Energy (BLE), wat betekent dat het een laag energieverbruik heeft en speciaal is ontwikkeld voor het uitwisselen van kleine hoeveelheden gegevens. De AirTag maakt verbinding met uw iPhone, iPad of iPod via Bluetooth en stuurt de locatiegegevens door naar deze toestellen. Het maakt gebruik van de GPS-locatie van het apparaat waaraan hij is aangesloten om de locatie te bepalen. Als de AirTag in de buurt is van een apparaat aangesloten op het internet, zoals een iPhone of iPad, wordt de locatie op een kaart getoond in de 'Find my' app op de iPhone. Als de AirTag verder weg is, kan de locatie via het internet worden bepaald door middel van het zoeken naar andere toestellen die de AirTag in de buurt hebben gehad. Dit gebeurt anoniem en wordt niet gebruikt voor andere doeleinden dan het volgen ervan.

De 'Proximity' functie van een Apple AirTag en een iPhone werkt door middel van Bluetooth Low Energy (BLE). Hierbij zal er een precieze locatie verschijnen als de AirTag in het BLE-bereik is van de iPhone waardoor je zeer gedetailleerd kan zien waar, in ons geval de raket, zich bevindt.

Een belangrijke opmerking is dat de AirTag alleen maar gebruikt kan worden samen met een iPhone, er zijn echter genoeg alternatieven voor Android compatibiliteit.

3.11 Code

In dit hoofdstuk vind je de code die wij hebben gemaakt om de gegevens van alle sensoren te verzamelen en op te slaan op een SD-kaart. Wanneer er een SD-kaart wordt gedetecteerd, zal de LED doven. Hierna worden de gegevens van de sensoren in drie verschillende tekstdocumenten opgeslagen. Na de vlucht kan het SD-kaartje verwijderd worden van de elektronica en de gegevens op een PC geïmporteerd worden. De gegevens die wij verzamelen zijn:

- Temperatuur
- Druk
- Tijd in UTC tot op de seconde
- Hoogteligging en breedteligging
- GPS-hoogte
- Versnelling in x-, y- en z-richting
- Rotatiesnelheid rond x-, y- en z-as

```
#include <SD.h>
#include <Adafruit_BMP280.h>
#include <TinyGPS++.h>
#include <SoftwareSerial.h>
#include <Adafruit_MPU6050.h>

// initialisatie van de sensoren
Adafruit_BMP280 bmp;
SoftwareSerial ss(8,9);
TinyGPSPlus gps;
Adafruit_MPU6050 mpu;

void setup() {
  Serial.begin(9600); // start de seriële communicatie
  bmp.begin(0x76); // initialisatie van de BMP280-sensor met adres 0x76
  pinMode(10,OUTPUT); // zet pin 10 als output voor de LED
  ss.begin(9600); // start de SoftwareSerial-communicatie
  mpu.begin(); // initialisatie van de MPU6050-sensor
}

void loop() {
 while(ss.available()){ // controleer of er data beschikbaar is op de
SoftwareSerial poort
  gps.encode(ss.read()); // lees de data en decode deze met behulp van de
TinyGPS++ library
 }

 if (SD.begin(4)){ // controleer of de SD-kaart aanwezig is op pin 4
  digitalWrite(10,LOW);
 }
 else {digitalWrite(10,HIGH);}

// open en schrijf naar bestand bmp.txt
 File databmp = SD.open("bmp.txt",FILE_WRITE);
 databmp.println(bmp.readTemperature()); //schrijf de gemeten temp. op
 databmp.print(" - "); // scheidingsteken
 databmp.println(bmp.readPressure());//schrijf gemeten luchtdrukwaarde op
 databmp.close();

// open en schrijf naar bestand gps.txt
 File datagps = SD.open("gps.txt",FILE_WRITE);
 datagps.print(gps.time.minute()); //schrijf de minuutwaarde op
 datagps.print(":");
 datagps.print(gps.time.second()); //schrijf de secondenwaarde op
 datagps.print(" - ");
 datagps.print(gps.location.lat(), 8); //schrijf de breedtewaarde op
 datagps.print(";");
 datagps.print(gps.location.lng(), 8); //schrijf de lengtewaarde op
 datagps.print(";");
 datagps.println(gps.altitude.meters()); // schrijf de hoogtewaarde in m op
 datagps.close();

// haal de waarden van accelerometer - gyroscoop op
```

```
 sensors_event_t a, g, temp;
 mpu.getEvent(&a, &g, &temp);

// Open en schrijf naar een bestand "mpu.txt"
 File datampu = SD.open("mpu.txt",FILE_WRITE);
 datampu.print(a.acceleration.x); // Geef de x-acceleratiewaarden weer
 datampu.print(";");
 datampu.print(a.acceleration.y); // Geef de y-acceleratiewaarden weer
 datampu.print(";");
 datampu.print(a.acceleration.z); // Geef de z-acceleratiewaarden weer
 datampu.println(" - ");
 datampu.print(g.gyro.x); // Geef de x-gyro-waarden weer
 datampu.print(";");
 datampu.print(g.gyro.y); // Geef de y-gyro-waarden weer
 datampu.print(";");
 datampu.print(g.gyro.z); // Geef de z-gyro-waarden weer
 datampu.close();

 delay(50);
}
```

IV. Parachute

Een parachute is nodig in een modelraket om hem veilig terug op de grond te krijgen. In dit hoofdstuk leggen we uit hoe we de parachute maken en hoe deze werkt. We leggen de ook de verschillende mechanismen voor het uitwerpen van de parachute uit.

4.1 Aerodynamica van de parachute

[25]Het is belangrijk de juiste grootte en vorm voor een parachute te kiezen. De parachute zorgt ervoor dat de raket veilig terug de grond raakt met een snelheid die laag genoeg is. Het is belangrijk dat er berekend wordt hoe groot de parachute daadwerkelijk moet zijn. Een te kleine parachute zal mogelijk fatale gevolgen hebben. Een te grote parachute verhoogt het gewicht en het volume dat het in de raket inneemt. Een cirkelvormige parachute zou de meeste weerstand voortbrengen door zijn symmetrische vorm, maar bij het maken van een modelraket gaat het meer om welke vorm het eenvoudigst is om te maken. Een parachute heeft een grote luchtweerstand, doordat hij voor veel luchtverplaatsing zorgt. Om te bepalen hoe groot we een parachute nu werkelijk moeten maken, zullen we kijken welke krachten er allemaal op in werken. Er werken slechts twee krachten in op een parachute op een windstille dag: de gravitatiekracht en de weerstandskracht. Als het lichaam een eenparig rechtlijnig beweging uitvoert, kunnen we volgens het evenwicht van lichamen stellen dat:

$$F_D = F_g$$

$$\frac{1}{2}\rho v^2 A C_D = mg$$

$$A = \frac{2mg}{\rho v^2 C_D}$$

Figuur 56: Krachten op een parachute

Uit deze vergelijking kan ook een andere vergelijking opgesteld worden, waarmee we de snelheid waarmee de raket de grond raakt kunnen berekenen.

$$v = \sqrt{\frac{2mg}{\rho A C_D}}$$

De C_D waarde van een parachute is moeilijk te bepalen. Door een simulatie uit te voeren, kunnen we een C_D bepalen, maar deze zal al anders zijn als er een beetje wind staat. Door de wind zal de weerstandskracht in een andere richting staan, en zal de lucht op een andere manier over de parachute stromen; wat dus resulteert in een andere vorm ten opzichte van de luchtstroom, hierdoor is de C_D factor ook weer verschillend.

Het is belangrijk om op te merken dat de grootte van de parachute ook afhangt van de omgevingscondities en de gewenste daalsnelheid van de raket. Hiervoor moeten verschillende testen uitgevoerd worden om te zien wat de veiligste optie is. Als de raket een te grote snelheid heeft bij het raken van de grond, kan er beschadiging optreden. Als de raket te langzaam is, is er een grote kans dat de raket een heel eind meegevoerd wordt met de wind.

[25] Bron: apogeerockets.com, Properly sizing parachutes for your rockets

Er wordt vaak een gat gemaakt aan de bovenkant van de parachute, dit zorgt voor een snelle en stabiele vlucht.

Het is ook mogelijk om de grootte van de parachute te berekenen met behulp van simulatiesoftware die speciaal ontwikkeld is voor modelraketten, zoals OpenRocket en RASAero Deze software maakt gebruik van de specifieke kenmerken van de raket, zoals de massa en de luchtweerstand, om de optimale grootte van de parachute te bepalen.

Voorbeeld

Om de eerder vermelde formule nu in een concreet voorbeeld te gebruiken gaan wij de grootte van de parachute voor onze raket berekenen. Er zijn verschillende vormen die wij kunnen gebruiken om een parachute te maken, wij zullen kijken naar een ronde vorm, aangezien deze het eenvoudigst te maken is. Voor een modelraket wordt de daalsnelheid volgens de ‘general rule of thumb’ aangeraden tussen 3.5 en 4.5 meter per seconde. Zoals eerder vermeld is de C_D van een parachute is moeilijk te bepalen aangezien een klein beetje wind deze waarde al kan doen veranderen. Gemiddeld ligt deze waarde bij een ronde parachute rond de 0.8 en 1.2. Om voor de parachute de ideale diameter te vinden, nemen we 1 als C_D waarde. De massa van onze raket zonder brandstof is ongeveer 950 gram. Voor de daalsnelheid mikken wij op een waarde van 4 meter per seconde.

$$A = \frac{2mg}{\rho v^2 C_D} = \frac{2 \cdot 950 \cdot 9.81}{1293 \cdot 4^2 \cdot 1} = \frac{18639}{20688} = 0.90\ m^2$$

$$d = \sqrt{\frac{4A}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.90}{\pi}} = \sqrt{1.146} = 1.07\ m$$

Voor onze raket zullen wij een ronde parachute moeten maken met een diameter van 1.07 meter volgens deze formules.

4.2 Valbeweging met luchtweerstand

[26]Om de vergelijking van een valbeweging met luchtweerstand te bepalen zullen we gebruik maken van een differentiaalvergelijking van de tweede orde. Beschouw een voorwerp met massa m dat naar beneden valt. We onderzoeken de positie $y(t)$ van het voorwerp in functie van de tijd t. We kiezen de y-as in de zin van de beweging, dus naar beneden. Hoe groter de y-waarden worden hoe lager het voorwerp zich zal bevinden ten opzichte van de grond. Op tijdstip $t = 0$ bevindt het voorwerp zich op zijn hoogste positie. In het gekozen assenstelsel valt dit punt samen met de oorsprong. We veronderstellen dat het voorwerp valt vanuit rust, dus:

$$y(0) = 0 \quad en \quad \frac{dy}{dx}(0) = 0$$

[26] Bron: N. De Ridder, differentiaalvergelijking van tweede orde

Zoals eerder besproken werken volgende krachten in op het voorwerp:

- De zwaartekracht $F_g = mg$
- De weerstandskracht $F_D = -c \cdot v(t)^2$

Om de notaties te vereenvoudigen, vervangen we $\frac{1}{2}\rho A C_D$ door een constante factor c. We verwachten dus dat de hoogte van waarop het voorwerp wordt losgelaten niet te groot is zodat het verschil in luchtdichtheid zo goed als geen rol speelt. De tweede wet van Newton levert:

$$m \cdot a(t) = mg - c \cdot v(t)^2$$

De snelheid en de versnelling zijn beiden veranderlijk in de tijd. Rekening houdend met $a(t) = \frac{d^2y}{dt^2}(t)$ en $v(t) = \frac{dy}{dt}(t)$, volgt hieruit een onvolledige niet-lineaire differentiaalvergelijking van tweede orde:

$$\frac{d^2y}{dt^2}(t) = g - \frac{c}{m} \cdot \left(\frac{dy}{dt}(t)\right)^2,$$

die we kunnen herleiden tot een separabele differentiaalvergelijking van eerste orde met behulp van de voor de hand liggende substitutie:

$$v = \frac{dy}{dt}(t).$$

Door deze substitutie toe te passen op de differentiaalvergelijking die we opgesteld eerder hebben, kunnen we deze eenvoudiger maken.

$$\frac{dv}{dt} = g - \frac{c}{m} \cdot v^2.$$

Dit is inderdaad een separabele differentiaalvergelijking van de eerste orde. Scheiding van veranderlijken levert dat:

$$\frac{dv}{g - \frac{c}{m}v^2} = dt$$

Hierna kunnen we beide leden integreren. We vinden dan dat:

$$\int \frac{dv}{g - \frac{c}{m}v^2} = \int dt$$

De linker integraal kan opgelost worden met partiële integratie. We vinden als oplossing:

$$\frac{1}{2}\sqrt{\frac{m}{cg}} \ln\left|\frac{\sqrt{\frac{mg}{c}} + v}{\sqrt{\frac{mg}{c}} - v}\right| = t + C, \qquad met\ C \in \mathbb{R}$$

Door de keuze $C = 0$ en het omvormen van deze vergelijking naar v krijgen we uiteindelijk het expliciet voorschrift voor $v(t)$:

$$v = \sqrt{\frac{mg}{c}} \cdot \frac{1 - e^{-2t \cdot \sqrt{\frac{cg}{m}}}}{1 + e^{2t \cdot \sqrt{\frac{cg}{m}}}}$$

Aangezien we weten dat $\tanh(x) = \frac{1-e^{-2x}}{1+e^{-2x}}$ volgt:

$$v = \sqrt{\frac{mg}{c}} \tanh\left(\sqrt{\frac{cg}{m}} t\right),$$

hierdoor kunnen wij de veranderlijke v noteren als:

$$v(x) = \sqrt{\frac{mg}{c}} \tanh\left(\sqrt{\frac{cg}{m}} t\right),$$

dat voldoet aan de voorwaarden $v(0) = \frac{dy}{dt}(0) = 0$ die we hebben vooropgesteld. Door deze functie opnieuw te integreren, kunnen we dan ook een functie voor de hoogte $y(t)$ vinden.

$$y(t) = \frac{m}{c} \ln\left[\cosh\left(\sqrt{\frac{cg}{m}} t\right)\right] + K, \qquad \text{met } K \in \mathbb{R}$$

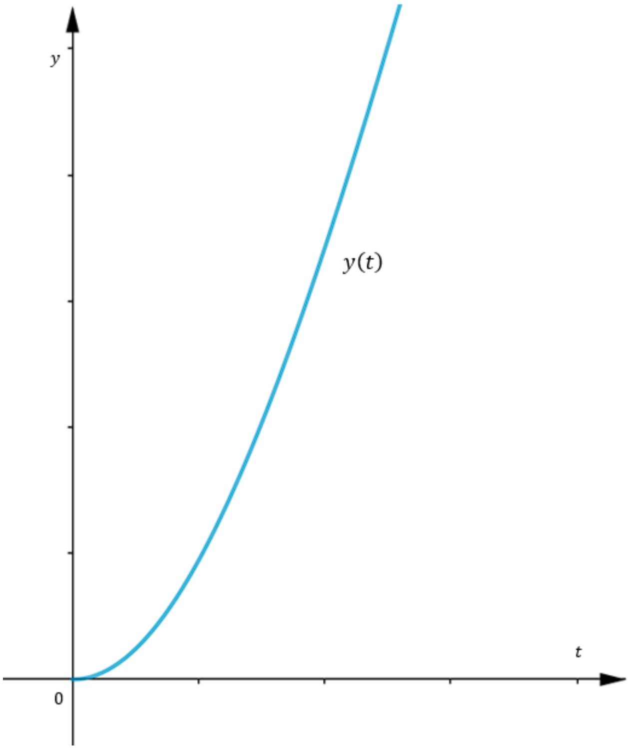
De keuze $K = 0$ leidt dan opnieuw tot een particuliere oplossing:

$$y(t) = \frac{m}{c} \ln\left[\cosh\left(\sqrt{\frac{cg}{m}} t\right)\right],$$

die bovendien voldoet aan de beginvoorwaarden $y(0)$ en $\frac{dy}{dt}(0) = 0$. Door c terug te vervangen krijgen we:

$$y(t) = \frac{2m}{\rho A C_D} \ln\left[\cosh\left(\sqrt{\frac{\rho A C_D g}{2m}} t\right)\right]$$

Door deze functie te plotten, zien we dat de afgelegde weg van het voorwerp nagenoeg lineair zal toenemen.



Figuur 57: Valbeweging met luchtweerstand

We kunnen deze formule gebruiken om een baanvergelijking te maken van een voorwerp dat op een bepaalde hoogte begint:

$$h(t) = h_0 - \frac{2m}{\rho A C_D} \ln \left[\cosh\left(\sqrt{\frac{\rho A C_D g}{2m}} t \right) \right]$$

4.3 Materialen

Parachutes voor modelraketten worden meestal gemaakt van synthetische materialen zoals nylon en polyester vanwege hun goede sterkte- en gewichtsverhouding. Nylon is populair vanwege zijn sterkte, elasticiteit en duurzaamheid, terwijl polyester over het algemeen goedkoper is en een goede weerstand tegen zonlicht en vocht heeft. Er zijn verschillende soorten nylon beschikbaar, elk met verschillende eigenschappen. Zo is ripstop nylon een patroon van dicht op elkaar geweven draden om scheuren te voorkomen. Polyester wordt vaak gebruikt in situaties waarbij de raket vaak landt in natte omstandigheden. Dit is ook de meest populaire keuze op dit moment. Andere materialen zoals zijde en katoen worden ook gebruikt, maar zijn over het algemeen minder duurzaam. Het kiezen van het juiste materiaal is belangrijk om de prestaties van de raket te optimaliseren en het zorgt ervoor dat het sterk genoeg is om de val van de raket te vertragen en de elektronica aan boord te beschermen.

4.4 Uitwerpmechanismen

Wanneer de raket zijn hoogste punt heeft bereikt, moet de parachute worden uitgeworpen om ervoor te zorgen dat de raket veilig terug naar de grond kan komen. De uitwerpingsprocedure kan op verschillende manieren plaatsvinden. De meest gebruikte methode is door middel van een uitstootlading, waarbij een kleine hoeveelheid pyrotechnisch materiaal wordt ontstoken om een piston uit te werpen die de parachute uit de raket duwt.

Er is echter ook een mechanische methode die wij hebben onderzocht, maar uit verschillende testen bleek deze toch niet zo betrouwbaar te zijn. Hierdoor gaan wij een uitstootlading gebruiken, op basis van ontploffing van een kleine hoeveelheid buskruit. Er zijn ook andere methoden beschikbaar waarbij de parachute bijvoorbeeld uit de raket valt zodra deze zijn hoogste punt heeft bereikt omwille van de zwaartekracht. Deze methode is minder betrouwbaar en wordt voornamelijk gebruikt bij zeer lichte en kleine raketten. Er kunnen verschillende problemen optreden tijdens de uitwerpingsprocedure. Een veelvoorkomend probleem is dat de parachute niet volledig uit de raket komt, waardoor deze niet volledig kan open gaan. Een ander probleem kan ontstaan wanneer de parachute te laat of te vroeg uitgeworpen wordt, waardoor de raket te snel of te langzaam terug naar de grond komt. Om deze problemen te vermijden is het belangrijk om goed te testen voordat de raket wordt gelanceerd. Dit kan worden gedaan door middel van simulaties en testvluchten.

4.4.1 Door middel van een mechanisch systeem

Een mechanisch uitwerpmechanisme voor een modelraket is een apparaat dat de neuskegel van de raket opent om de parachute te laten uitvouwen en de afdaling te vertragen. Het kan worden geactiveerd door een timer, barometrische hoogtemeter of een andere sensor, en kan uitgevoerd met Arduino. Wij hebben een test gedaan met een barometrische hoogtemeter, de BMP 280, die ook al in onze avionics-bay aanwezig is. De servomotor wordt gemonteerd aan de binnenkant van de neus en wordt gebruikt om een arm te bewegen die de neuskegel van de raket opent en de parachute vrijgeeft. De servo wordt via Arduino aangesloten op de digitale uitgangen. We hebben dit getest door middel van volgende code:

```
#include <Wire.h>
#include <Adafruit_Sensor.h>
#include <Adafruit_BMP280.h>
#include <Servo.h>

#define ALTITUDE_THRESHOLD 100 // variabele om vorige hoogte op te slaan in
de loop() functie

Adafruit_BMP280 bmp; // BMP280 object aangemaakt
Servo myservo;

void setup() {
  Serial.begin(9600); // seriele communicatie gestart
  if (!bmp.begin()) { // controle of BMP aangesloten is
    Serial.println('BMP280 sensor niet gevonden');
    while (1);
  }
  myservo.attach(9);
}

void loop() {
  float altitude = bmp.readAltitude(1013.25);  //lees de hoogte van de
sensor
  Serial.print('Altitude = ');
  Serial.print(altitude);
  Serial.println(' meters');

  static float prevAltitude = altitude;
```

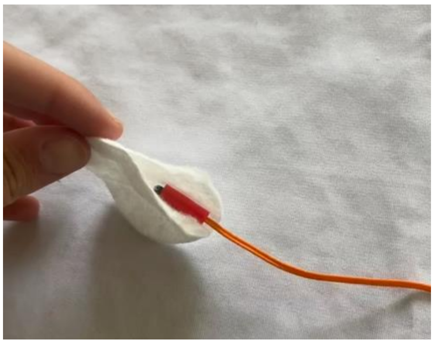
```
  if (altitude < prevAltitude && prevAltitude - altitude >=
ALTITUDE_THRESHOLD) {
    myservo.write(90); // activatie servo
  }
  prevAltitude = altitude;
  delay(1000); //wacht een seconde voordat de hoogte opnieuw gelezen wordt
}
```

Door de testen die wij hebben uitgevoerd is er geen 100% garantie dat dit goed zal verlopen: optwintig testen is het maar elf keer gelukt, en met een succespercentage van slechts 55% willen wij onze parachute liever laten openen met een uitstootlading.

4.4.2 Door middel van een uitstootlading

Het gebruik van een uitstootlading is een veelgebruikte methode om een parachute uit de raket te lanceren. Door de kracht van de ontploffing wordt de parachute met hoge snelheid uit de buis geduwd.

Het ontploffingsmechanisme wordt aangedreven door een Arduino die kortsluiting veroorzaakt om een elektrische ontsteking te activeren. Het circuit is ontworpen om de batterij te gebruiken als stroombron voor de elektrische ontsteking, waarbij een kortsluiting wordt gecreëerd wanneer de elektrische stroom door het circuit loopt. Dit zal worden geactiveerd door de Arduino in de avionics bay, wanneer de raket zich op het hoogste punt bevindt zal de elektrische stroom door het circuit lopen en wordt er een kortsluiting gecreëerd die de ontsteking op basis van buskruit activeert. Het buskruit begint dan te branden en creëert een explosieve kracht die de ontschminkingspod in de buis lanceert en zo de parachute en neus uit de buis duwt en in de lucht lanceert.



Figuur 58: Ontsteking in ontschminkingschijf

Wij hebben ook een test gedaan, maar op kleinere schaal. Niet alleen de raket, maar ook de parachute is op schaal, hierbij wordt er een stuk van de grote parachute geknipt, zodat het in de proefopstelling past. Hierbij gebruiken wij een gelijkaardige opstelling, maar wordt de ontsteking manueel gedaan, met behulp van een 9V batterij. De test is tweemaal uitgevoerd. De eerste keer werd de neus op de buis bevestigd en de tweede keer werd alleen de parachute getest. Beide testen zijn helaas mislukt. Tijdens de testen werd niet genoeg buskruit gebruikt om de volledige parachute te laten lanceren. Er is extra buskruit nodig bij de elektrische ontsteking om het volledige parachutesysteem met neus te laten lanceren.

Figuur 59: Grote en kleine parachute

Figuur 60: Proefopstelling

Om deze verbetering aan te brengen, zullen wij buskruit toe voegen aan de ontschminkingspod. Dit zal ervoor zorgen dat er genoeg kracht is om de volledige parachute te lanceren en het gewenste resultaat te bereiken. Dit zullen wij doen door het eerst te vullen met buskruit en deze dan te dichten. Het is echter belangrijk om voorzichtig te zijn en veiligheidsmaatregelen te nemen bij het gebruik van buskruit, het is explosief en kan gevaarlijk zijn als er niet op de juiste manier wordt gehandeld. Er kan worden opgemerkt dat het niet nodig is om een nieuwe test uit te voeren omdat de oorzaak van de mislukte testen duidelijk is. Het toevoegen van extra buskruit aan de ontschminkingspod zou de functionaliteit van de parachute verbeteren. Deze verbetering kan direct worden toegepast in de raket zonder dat er een nieuwe test nodig is.

Figuur 62: Eerste test

Figuur 61: Tweede test

4.5 Proefondernemingen

Als je een goede parachute wil maken, dan is het testen van de parachute essentieel. Er zijn verschillende manieren om een parachute te testen en te optimaliseren. Windtunnels zijn een van de meest gebruikte methoden om de prestaties van de parachute te meten en te optimaliseren. Windtunnels kunnen verschillende snelheden en atmosferische condities simuleren. Ze zijn bijzonder nuttig voor het bepalen van de maximale belastingen die de parachute aankan en het vaststellen van de optimale grootte en vorm van de parachute. Wij beschikken niet over deze optie. Een andere manier om een parachute te testen is door praktijktesten in het veld. Hierbij wordt de parachute getest door deze aan een massa te bevestigen en te gooien vanop een bepaalde hoogte waarbij je de vlucht en de afdaling kan simuleren. Dit kan waardevolle informatie opleveren over de praktische bruikbaarheid en betrouwbaarheid van de parachute. Het kan ons ook helpen bij het vinden van mogelijke problemen en verbeterpunten.

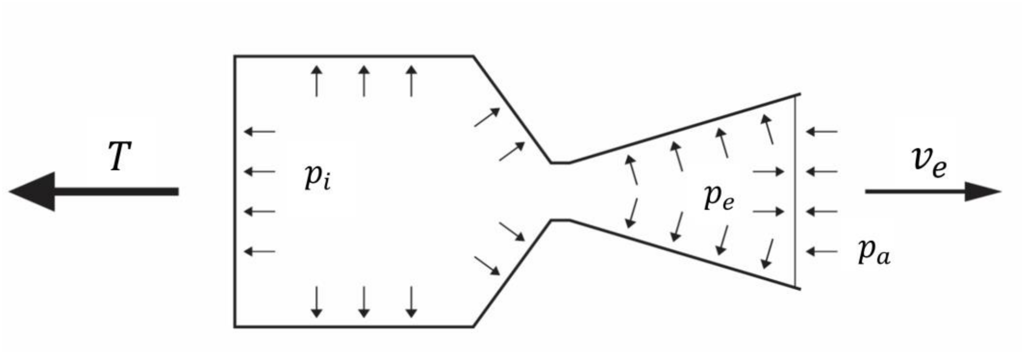
Na enkele testen kan je de massa vervangen door de raket zelf, hieruit kunnen de data van de elektronica geanalyseerd worden waarna wij met die data de stabiliteit van de raket en de tijd die de parachute nodig heeft om te openen, kunnen onderzoeken. De resultaten kunnen vervolgens worden gebruikt om de grootte en vorm van de parachute aan te passen, om de materialen te wijzigen of om andere aspecten van de parachute te verbeteren.

V. De motor

In dit hoofdstuk gaan we de theorie bespreken die hoort bij een raketmotor met brandstof in vaste vorm. We leggen uit hoe een raketmotor kracht levert, welke parameters hierbij komen kijken en hoe we een raketmotor het beste ontwerpen. We bespreken ook de brandstof en de functie van de verschillende chemische stoffen.

5.1 Voortstuwingskracht

De voortstuwingskracht (thrust) van de raket is de kracht die de raket produceert om zich in de lucht of ruimte voort te bewegen. De kracht wordt door de motor geproduceerd door de verbranding van een bepaalde brandstof. De voortstuwing werkt op het principe van de derde wet van Newton, als er een kracht op een voorwerp inwerkt zal er een even grote kracht in tegengestelde richting op dat voorwerp inwerken (actie en reactie). In het geval van de raket zullen de gassen die het gevolg zijn van de verbranding van brandstof, versnellen door een doorgang van de motor (straalpijp). Deze versnelling zorgt dan voor een tegengestelde kracht op de motor. De grootte van de kracht zal afhangen van de snelheid waarmee de gassen de motor verlaten. De snelheid waarmee deze gassen geproduceerd worden heeft dus ook een invloed.



Figuur 63: Krachten op een raketmotor

[27]Om nu daadwerkelijk te weten hoe de verschillende factoren van een raketmotor de stuwkracht ervan beïnvloeden, kunnen we de kracht neerschrijven als drukverdelingen rond de motor. Dit kan je zien op de figuur hierboven. De druk langs de binnenkant (p_i) van de motor is verdeeld over de binnenwand en de druk die langs de buitenkant op de motor inwerkt, is de atmosferische druk (p_a) die zich aan de buitenzijde van de uitlaat verdeelt. Deze kracht kan dan worden weergegeven door het integreren van de drukken over de oppervlakten.

$$F_T = \int (p_i \, dA)_x + \int (p_a \, dA)_x$$

- Stuwkracht $(F_T \, [N])$
- Atmosferische druk $(p_a \, [Pa])$
- Inwendige druk $(p_i \, [Pa])$.

De x in deze vergelijking slaat op de richting van de integratie.

[27] Bron: Introduction to Flight, Jet Propulsion – The Thrust Equation

Omdat p_a constant is, kunnen we de sommatie van de druk aan de buitenkant van de motor herschrijven.

$$\int (p_a \, dA)_x = p_a \int (dA)_x = -p_a A_e$$

- Oppervlakte aan de uitlaat (A_e $[m^2]$)

Deze kracht heeft een negatief teken omdat het in tegengestelde richting werkt. We kunnen de vergelijking voor de kracht dus een beetje versimpelen.

$$F_T = \int (p_i \, dA)_x - p_a A_e$$

Deze vergelijking is niet zo handig om mee te werken. We zullen de overgebleven integraal omzetten in termen van snelheid en massastroom. Het gas binnenin de motor werkt een druk p_e uit op de uitlaat van motor zoals aangegeven op de figuur. Doordat het gas een druk uitoefent op de binnenwand van de motor, ontstaat er een even grote reactiekracht die op het volume gas inwerkt. We kunnen de kracht die wordt uitgeoefend op het gas als nu bepalen.

$$F = \int (p_i \, dA)_x - p_e A_e$$

- Kracht die wordt uitgeoefend op het volume gas (F $[N]$)
- Druk aan de uitgang van de motor (p_e $[Pa]$)

De kracht is gelijk aan de impulsverandering in de tijd, dit is een toepassing van de tweede wet van Newton. Merk op dat:

$$I = mv \quad en \quad F = \frac{\Delta I}{t},$$

dus:

$$F = \frac{mv_e}{t} = \dot{m} v_e$$

- Massastroom ($\dot{m}$ $[kg/s]$)
- Stroomsnelheid aan de uitgang van de motor (v_e $[m/s]$)

De impulsverandering ΔI is gelijk aan de massa maal de snelheid van de uitlaatgassen omdat deze in de verbrandingskamer een snelheid gelijk aan nul hebben. Door de tweede wet van Newton is deze kracht de kracht die inwerkt op het volume gas.

$$\dot{m} v_e = \int (p_i \, dA)_x - p_e A_e$$

$$\int (p_i \, dA)_x = \dot{m} v_e + p_e A_e$$

In de vergelijking van de stuwkracht kunnen nu alle integralen worden weggelaten.

$$F_T = \dot{m} v_e + p_e A_e - p_a A_e$$

$$F_T = \dot{m} v_e + (p_e - p_a) A_e$$

Dit is de 'thrust equation' voor raketten. Je kan zien dat de kracht vooral afhangt van de massa aan uitlaatgassen die de motor naar buiten duwt en de snelheid met welke deze uitlaatgassen de motor verlaten. De hoeveelheid gassen die in een bepaalde tijd wordt aangemaakt, hangt vooral af van de verbrandingssnelheid die de brandstof heeft. De stroomsnelheid van deze gassen hangt af van de straalpijp. Deze twee factoren worden later in het hoofdstuk over de uitwerking van de raket nog besproken.

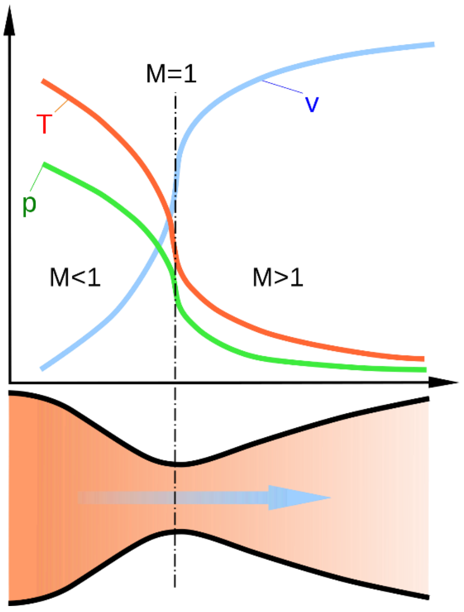
Voorbeeld

Bereken de kracht die een raketmotor, bedoeld voor de modelbouw, levert op zeeniveau als er op dat moment 267 gram brandstof in een seconde verbrand wordt. De uitlaatgassen verlaten de motor aan een snelheid van 885 m/s. Neem aan dat de druk van de uitlaatgassen aan de uitgang van de motor gelijk is aan de atmosferische luchtdruk.

$$F_T = \dot{m}v_e + (p_e - p_a)A_e = \dot{m}v_e = 0.267 \cdot 885 = 236\ N$$

5.2 Straalpijp

[28]De voornaamste functie van een straalpijp is het versnellen van de uitlaatgassen zodat deze zijn hoogste waarde bereikt (supersonisch) en zo de stuwkracht van de raketmotor maximaliseert. Het zet thermische energie om in kinetische energie. Een populaire straalpijp voor modelraketten is de deLavel straalpijp (onderzocht door Gustaf de Laval), ook wel de convergerende/divergerende straalpijp genoemd. De versnelling van de uitlaatgassen wordt in dit geval verkregen door een versmalling van de opening aan het uiteinde van de raketmotor. De traag bewegende gassen met hoge druk en hoge temperatuur worden omgezet in een gas dat zich met hoge snelheid verplaatst naar waar er een lagere druk en temperatuur is.



Figuur 64: Druk, temperatuur en stroomsnelheid in een straalpijp

[28] Bron: Basics of Space Flight: Rocket propulsion

[29]In het convergerende deel van de straalpijp zal de stroomsnelheid subsonisch zijn. De stroom begint met een hoge druk en lage snelheid die in de verbrandingskamer heersen. De stroming vloeit dus van een hoge druk in de verbrandingskamer naar een lagere atmosferische druk. Volgens de wet van Bernoulli zal de snelheid verhogen en de druk dalen naarmate de doorgang smaller wordt. De snelheid in het convergerende deel blijft subsonisch, het geluid (wat een kleine drukgolf is) kan zich door de stroom voortplanten. In het smalste deel van de straalpijp (throat) is de snelheid verhoogd tot de snelheid van het geluid (sonisch). Deze conditie wordt 'choked' genoemd. Hier geldt de wet van Bernoulli niet meer, want stromingen van gassen en vloeistoffen gedragen zich anders op een snelheid van Mach 1 of hoger. Wanneer het gas terug uitzet, ondergaat deze een Joule-Thomson-effect in het divergerende deel, hier verhoogt de snelheid tot supersonische snelheden en daalt de druk verder. Ook hier geldt de wet van Bernoulli niet. Een geluidsgolf kan zich door deze stroming niet meer voortplanten.

De straalpijp zal alleen in de 'choked' conditie geraken als de massastroom voldoende blijft, dit wil zeggen dat er genoeg gassen door de straalpijp moeten stromen om de stroomsnelheid supersonisch te maken. De druk in de verbrandingskamer (p_0) moet ook groot genoeg zijn zodat de stroomsnelheid sonisch wordt in de throat.

5.2.1 Straalpijp prestaties

[30]De hoogst mogelijke snelheid aan het uiteinde van de straalpijp (exit velocity) wordt verkregen door een straalpijp te ontwerpen waarbij de voorwaarden voor een isentropische stroming worden nagestreefd en waarbij het gas dat door de straalpijp stroomt een ideaal gas is. Een isentropisch proces is een thermodynamisch proces waarbij de entropie constant blijft, het is een proces dat zowel adiabatisch als omkeerbaar is. Er mag geen wrijving en ook geen overdracht van warmte met andere materie plaatsvinden. Hierdoor worden de eigenschappen van de stroming enkel veranderd door de wijziging van de doorsnede van de straalpijp. We gaan er van uit dat de stroming samendrukbaar is.

Expansieverhouding, stroomsnelheid en andere waarden

De vergelijking voor de energie in de stroming steunt op de wet voor behoud van energie en wordt voor een adiabatische stroming tussen twee punten gegeven door volgende vergelijking:

$$h_1 - h_2 = \frac{1}{2}({v_2}^2 - {v_1}^2) = c_p(T_1 - T_2)$$

- Enthalpie (h $[J]$)
- Specifieke warmtecapaciteit bij constante druk $\left(c_p \left[\frac{J}{kg \cdot K}\right]\right)$

We kunnen hier zien dat de verandering aan enthalpie (de energie die beschikbaar is voor warmteoverdracht) gelijk is aan de verandering in kinetische energie, met andere woorden warmte wordt gebruikt om de gassen te versnellen. Het laatste lid in de vergelijking duidt de verandering in temperatuur aan. De warmtecapaciteit blijft constant omdat het een eigenschap is van de stof. We kunnen dus zien dat de eigenschappen van de uitlaatgassen een functie zijn van de stroomsnelheid. We kunnen het stagnatiepunt van de stroming als een referentiepunt stellen.

[29] Bron: Engineering wiki, De laval nozzle
[30] Bron: Nakka rocketry, Nozzle Theory

Het stagnatiepunt is een punt in een stroming waar de snelheid nul is. De stagnatie eigenschappen zijn de eigenschappen van de stroming wanneer deze vertraagd wordt tot een snelheid van nul meter per seconde. De energievergelijking kunnen we dan omvormen tot:

$$T_0 = T + \frac{v^2}{2c_p} \quad (1),$$

we nemen $v_1 = 0$ (stroomsnelheid aan het stagnatiepunt), en $v_2 = v$ (stroomsnelheid op een bepaald punt in de stroming). Ook zullen we T_1 vervangen door T_0 en T_2 door T.

Voor een isentropische stroming kunnen we volgende verbanden tussen de verschillende stagnatie eigenschappen stellen (adiabatische toestandsverandering):

$$\frac{T_0}{T} = \left(\frac{p_0}{p}\right)^{\frac{k-1}{k}} = \left(\frac{\rho_0}{\rho}\right)^{k-1},$$

T_0, p_0 en ρ_0 zijn respectievelijk de temperatuur, druk en dichtheid op het stagnatiepunt. We nemen deze waarden dus als referentie.

Hierbij is k de verhouding tussen specifieke warmtecapaciteit bij constante druk en de specifieke warmtecapaciteit bij constant volume, deze zijn constant voor een bepaalde stof, ook wel de adiabatische index of specifieke warmteverhouding genoemd. c_p en c_v geven aan hoeveel warmte men aan één kilogram van een gas moet toevoegen om dit één kelvin in temperatuur te doen stijgen bij respectievelijk constante druk en volume. Er geldt:

$$k = \frac{c_p}{c_v} \quad en \quad c_p - c_v = \frac{R}{M} \quad (2)$$

- Specifieke warmtecapaciteit bij constant volume $\left(c_v \left[\frac{J}{kg \cdot K}\right]\right)$

De snelheid van het geluid op een bepaalde plaats wordt gegeven door:

$$v_g = \sqrt{\frac{kRT}{M}} \quad en \quad N_m = \frac{v}{v_g} \quad (3)$$

- Snelheid van het geluid (v_g $[m/s]$)
- Machgetal (N_m [ ])

Beginnend met vergelijking (1) en door het invoegen van (3) en (2), kunnen we een nieuwe vergelijking opstellen waarbij we de verhouding tussen de temperatuur en het Machgetal kunnen weergeven.

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{k-1}{2} {N_m}^2 \quad (4)$$

De gevonden vergelijking kunnen we invullen in het verband tussen de verschillende stagnatie eigenschappen van een isentropische stroming. Er geldt:

$$\frac{p_0}{p} = \left(1 + \frac{k-1}{2} {N_m}^2\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad en \quad \frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{k-1}{2} {N_m}^2\right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (5)$$

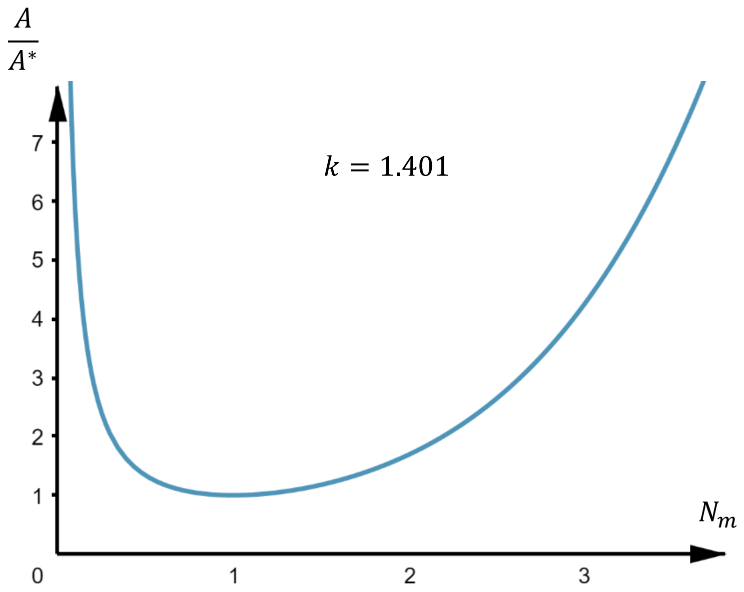
Met deze vergelijkingen kunnen we nu de verschillende waardes T, p en ρ op een gegeven punt in de stroming bepalen als we de snelheid van de stroming op die plaats en de stagnatie waardes weten. Deze waardes zullen de waardes zijn die zich voordoen in de verbrandingskamer van de raket, daar is de stromingssnelheid theoretisch gezien nul. De verbrandingstemperatuur van de brandstof is dan T_0, p_0 is de druk die in de verbrandingskamer heerst en ρ_0 is de dichtheid van de verbrandingsgassen.

Hieronder wordt een continuïteitsvergelijking gegeven. Een continuïteitsvergelijking is een vergelijking die het behoud van een bepaalde grootheid uitdrukt. Deze vergelijking stelt dat er op elk punt van straalpijp een gelijke massa stroomt.

$$\rho A v = \dot{m} = \rho^* A^* v^* \quad (6)$$

Waarbij A de doorsnede is van de straalpijp op een bepaald punt. Het sterretje geeft de waarde bij kritische conditie aan. Bij deze conditie heerst de snelheid van het geluid ($N_m = 1$). Met de vergelijkingen die hierboven gegeven $(3, 4, 5, 6)$ zijn, kunnen we een nieuwe vergelijking opstellen die het mogelijk maakt de verhouding tussen de doorsnede op een bepaald punt in de straalpijp (A) en de doorsnede op het punt waar de kritische conditie plaatsvindt (A^*) weer te geven. Deze verhouding noemt men de expansieverhouding. Deze verhouding is niet constant omdat de snelheid waarmee de uitlaatgassen worden aangemaakt niet constant is en de expansieverhouding een functie is van de drukken in de motor (dit zullen we later nog zien).

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{N_m}\left(\frac{1 + \frac{k-1}{2}{N_m}^2}{1 + \frac{k-1}{2}}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}$$



Figuur 65: Expansieverhouding in functie van de stroomsnelheid

Op deze grafiek is de expansieverhouding in functie van het Machgetal te zien (vergelijking hierboven). We kunnen op deze grafiek zien dat er een minimum doorsnede in de straalpijp moet zijn om de stroom te versnellen van subsonische naar supersonische snelheden. De straalpijp zal dus een doorsnede moeten hebben waar de stroomsnelheid gelijk is aan die van het geluid.

Dit is met gevolg dan ook het smalste punt van de straalpijp (throat). Hierdoor verkrijgen we de bekende convergerende/divergerende straalpijp. Als de stroomsnelheid Mach 1 niet bereikt, zal de snelheid afnemen naarmate de doorsnede van de straalpijp terug toeneemt, dit kan bijvoorbeeld door een te laag drukverschil tussen de omgevingsdruk en de druk die heerst in de verbrandingskamer. Nu dat we het Machgetal op een bepaalde plaats in de straalpijp kunnen bepalen (op voorwaarde dat we de doorsnede van het smalste deel in de straalpijp kennen), kunnen we ook andere parameters gaan bepalen zoals de temperatuur, druk, en dichtheid. De druk van de hete uitlaatgassen moet verder verlaagd worden om een zo hoog mogelijke stroomsnelheid te verkrijgen, dit gebeurt in het divergerende deel van de straalpijp. De druk verlaagt terwijl energie wordt gebruikt om het gas verder te versnellen. Zonder het divergerende deel van de straalpijp kan de stroomsnelheid nooit supersonisch worden.

De stroomsnelheid op het einde van de straalpijp (exit velocity) is een nuttig gegeven om de prestaties van een raket te bepalen. We kunnen deze dat invullen in de 'thrust equation' die we in het vorige hoofdstuk gevonden hebben. Door omvorming van de energievergelijking kunnen we een vergelijking opstellen die de snelheid aan de uitgang van de straalpijp geeft voor het verschil in enthalpie en de snelheid op het stagnatie punt in de straalpijp:

$$v_e = \sqrt{2(h_0 - h_e) + {v_0}^2}$$

Deze vergelijking is niet zo nuttig, maar we kunnen ze omvormen tot een handigere vergelijking om v_e te bepalen. Dit kunnen we doen door de enthalpieverandering te herschrijven als een temperatuursverandering, en daarna een omvorming van vergelijking (2) te gebruiken om de factor c_p die de temperatuursverandering met zich meebrengt weg te werken.

$$v_e = \sqrt{\frac{2T_0R}{M}\left(\frac{k}{k-1}\right)\left(1-\left(\frac{p_e}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right)}$$

De uitgangssnelheid kan nu bepaald worden met gegevens die we kennen. T_0, p_0 is de druk die in de verbrandingskamer heerst en ρ_0 is de dichtheid van de brandstof. p_e is de druk die aan de uitgang van de straalpijp heerst. De snelheid van de uitlaatgassen zal maximaal zijn als de druk aan de uitgang gelijk is aan de atmosferische druk. Een straalpijp is dus optimaal op één bepaalde hoogte in onze atmosfeer.

Door de formule voor het bepalen van de uitgangssnelheid en een aantal andere formules die we hierboven al hebben gebruikt, kunnen we uiteindelijk een formule opstellen voor het bepalen van de optimale doorsnede van de uitgang van de straalpijp.

$$\frac{A^*}{A_e} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}}\left(\frac{p_e}{p_0}\right)^{\frac{1}{k}}\sqrt{\left(\frac{k+1}{k-1}\right)\left[1-\left(\frac{p_e}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}$$

De uitgangsdiameter kan niet altijd die zijn voor de optimale expansieverhouding. Andere voorwaarden die hier nog een rol spelen zijn het gewicht, hoe groter de uitgangsdiameter hoe langer de straalpijp en hoe groter de massa van de straalpijp. Ook de maximum diameter die de straalpijp mag hebben speelt een rol, de diameter mag natuurlijk niet groter worden dan de diameter van de raket omdat de weerstand dan zal toenemen.

Voorbeeld

Bereken de ideale uitgangsdiameter voor een raketmotor als de diameter van de throat 8.23 millimeter bedraagt. De druk in de verbrandingskamer is 5.82 MPa en de stromen verlaten de motor aan een druk gelijk aan die op zeeniveau. ($k = 1.401$)

$$\frac{A^*}{A_e} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{p_e}{p_0}\right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{\left(\frac{k+1}{k-1}\right)\left[1-\left(\frac{p_e}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}$$

$$= \left(\frac{1.401+1}{2}\right)^{\frac{1}{1.401-1}} \left(\frac{101300}{5820000}\right)^{\frac{1}{1.401}} \sqrt{\left(\frac{1.401+1}{1.401-1}\right)\left[1-\left(\frac{101300}{5820000}\right)^{\frac{1.401-1}{1.401}}\right]}$$

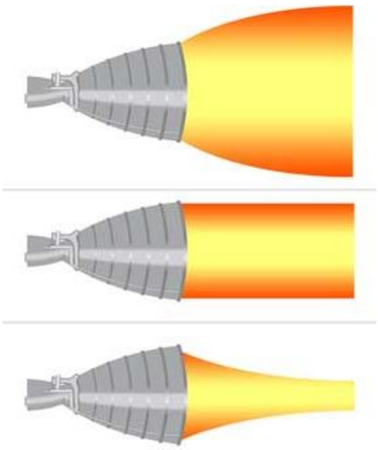
$$= 0.17744$$

$$A^* = \frac{\pi d^2}{4} = \frac{\pi \cdot 8.23^2}{4} = 53.197\, mm^2$$

$$A_e = \frac{A^*}{0.17744} = 299.804\, mm^2$$

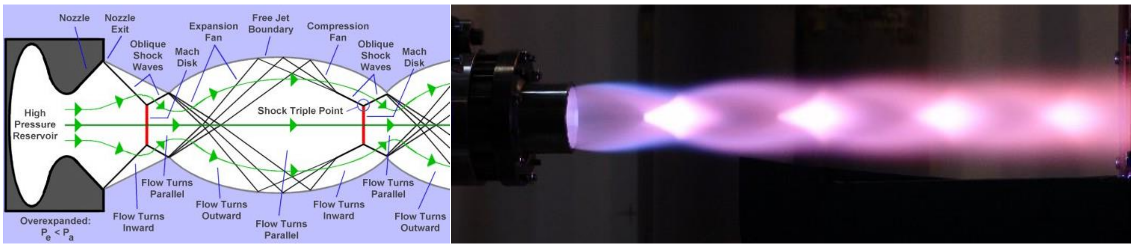
$$D = \sqrt{\frac{4A_e}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 299.804}{\pi}} = 19.54\, mm$$

Zoals eerder aangegeven is een straalpijp maar optimaal voor één bepaalde hoogte. Als de druk aan de uitgang p_e groter is dan de atmosferische druk p_a, dan is de straalpijp op die plaats in de atmosfeer 'under-expanded'. De straalpijp is dan dus korter dan hij zou moeten zijn op die hoogte. Een straalpijp is 'over-expanded' als p_e kleiner is dan de atmosferische druk p_a. In dit geval is de straalpijp langer dan hij zou moeten zijn op die hoogte.



Figuur 66: Expansie aan de uitlaat van een raketmotor

Als de straalpijp over-expanded of under-expanded is, vindt er zich een heel indrukwekkend fenomeen plaats. Shock-diamonds of ook wel Mach-diamonds vinden plaats in de uitlaatgassen van de motor. Dit fenomeen wordt veroorzaakt door verschillende schokgolven die een oorzaak zijn van de compressie van de uitlaatgassen. In de uitlaatgassen vinden zich herhaaldelijk Mach-disks plaats. Wanneer overgebleven brandstof de motor verlaat en een Mach-disk bereikt, verhoogt de temperatuur terug wat verbranding van deze overgebleven brandstof veroorzaakt. Door deze verbranding kan er een diamant vormige gloed zichtbaar zijn. Je ziet dit fenomeen vaak bij het opstijgen van de raket omdat die dan niet op zijn optimale hoogte is $(p_e < p_a)$. Wij zullen ons in dit onderwerp niet verder verdiepen aangezien dit een verre gaande kennis over schokgolven vraagt.



Figuur 67: Mach-diamonds

Throat

De doorsnede voor de optimale diameter van het smalste deel in de straalpijp (throat) als we de massa stroom weten, kan met onderstaande formule berekend worden. We vinden deze formule door in de formule voor de massastroom ρ weg te werken met de ideale gaswet en v^*te vervangen door de formule voor de snelheid van het geluid.

$$A^* = \frac{\dot{m}}{p^*}\sqrt{\frac{RT^*}{Mk}}$$

Uit deze vergelijking kan je ook de nodige massastroom berekenen om de stroom in de ‘choked’ conditie te krijgen voor een bepaalde nozzle.

$$\dot{m} = p^* A^* \sqrt{\frac{Mk}{RT^*}}$$

De temperatuur en druk in de ‘throat’ van de straalpijp kunnen we makkelijk vinden met de vergelijkingen die we eerder in dit hoofdstuk hebben gevonden. We hebben gezien dat in het smalste deel bij de kritische conditie $N_m = 1$. Dus:

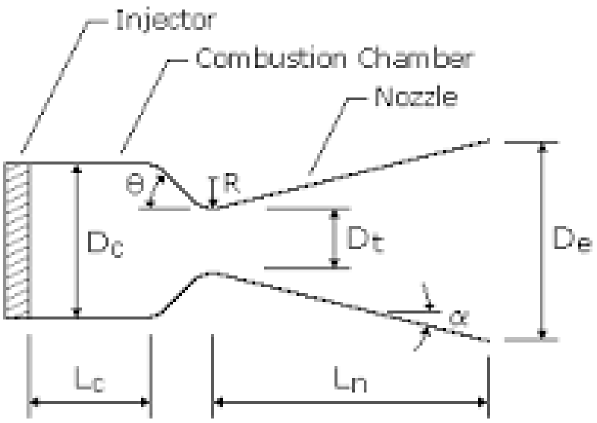
$$\frac{p_0}{p^*} = \left(1 + \frac{k-1}{2}\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad en \quad \frac{T_0}{T^*} = 1 + \frac{k-1}{2},$$

waarbij p_0 en T_0de druk en temperatuur zijn die zich in de verbrandingskamer voordoen. Met deze vergelijkingen kun je dus ook de temperatuur en druk berekenen in kritische conditie.

5.2.2 Vorm straalpijp

Om de juiste vorm van de straalpijp te bepalen, zal je met een aantal verschillende dingen rekening moeten houden. Omdat de stroomsnelheden in het convergerende deel van de straalpijp nog niet heel groot zijn, is de vorm hiervan niet heel belangrijk.

In het divergerende deel van de straalpijp is het daarentegen wel belangrijk om een zo laag mogelijk energieverlies te creëren. Je wilt de straalpijp niet te lang maken om gewicht en wrijving zo klein mogelijk te houden. De divergerende kant mag ook geen te grote hoek vormen om turbulente stromingen te vermijden.



Figuur 68: Afmetingen van een straalpijp

Dit is een straalpijp met conische vorm. Deze straalpijp heeft een zeer simpele vorm waardoor hij zeer makkelijk te fabriceren is. De convergerende hoek ligt tussen 20 en 45 graden (θ) en de divergerende hoek ligt tussen 12 en 18 graden (α). Een divergerende hoek van 15 graden wordt bijna altijd gebruikt omdat deze een goede prestatie levert en niet heel lang is (gewicht). Het ontwerp is ook redelijk eenvoudig waardoor het gemakkelijk is om een bepaalde parameter aan te passen zonder dat het hele ontwerp opnieuw moet bekeken worden. Er bestaan ook andere en betere vormen voor de straalpijp zoals bijvoorbeeld de bell-straalpijp, deze heeft een meer ingewikkelde vorm waardoor deze bijna niet gebruikt wordt voor modelrakketen. De bell-straalpijp is wel een heel populaire straalpijp voor grotere toepassingen en wordt gebruikt op heel wat raketmotoren die commercieel gebruikt worden.

Figuur 69: Bell-straalpijp

5.3 Stuwkracht coëfficiënt

[31]We kijken even terug naar de 'thrust equation' voor een raketmotor, die we in het hoofdstuk hierover hebben bepaald.

$$F_T = \dot{m}v_e + (p_e - p_a)A_e$$

Nu we het hoofdstuk over de straalpijp hebben besproken, kunnen we een aantal factoren in deze vergelijking anders schrijven. Zo kunnen we de massastroom schrijven als de continuïteitsvergelijking die we besproken hebben.

$$F_T = \rho^* A^* v^* v_e + (p_e - p_a)A_e$$

We kunnen deze formule verder herschrijven door v_e te vervangen door de formule die we eerder hebben gevonden, ρ^* te vervangen door de ideale gaswet en v^* te vervangen door de formule voor de snelheid van het geluid. We vinden:

$$F_T = \frac{p^* M}{RT^*} A^* \sqrt{\frac{kRT^*}{M}} \sqrt{\frac{2T_0 R}{M}\left(\frac{k}{k-1}\right)\left(1 - \left(\frac{p_e}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right)} + (p_e - p_a)A_e,$$

na verdere vereenvoudiging vinden we dan dat:

$$F_T = A^* p^* \sqrt{\frac{T_0}{T^*}\left(\frac{2k^2}{k-1}\right)\left(1 - \left(\frac{p_e}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right)} + (p_e - p_a)A_e$$

Door $\frac{T_0}{T^*}$ te vervangen door:

$$1 + \frac{k-1}{2},$$

p^* door:

$$p_0\left(1 + \frac{k-1}{2}\right)^{\frac{-k}{k-1}},$$

en daarna verder te vereenvoudigen vinden we:

$$F_T = A^* p_0 \sqrt{\frac{2k^2}{k-1}\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}\left[1 - \left(\frac{p_e}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} + (p_e - p_a)A_e$$

Deze vergelijking toont aan dat de kracht geleverd door de motor recht evenredig is met de doorsnede van de throat en dat deze ook bijna recht evenredig is met de druk die in de verbrandingskamer heerst. Dit betekent dat hoe groter deze oppervlakte is of hoe hoger deze druk is, hoe groter de kracht. Maar we kunnen ze niet allebei groter maken omdat ze van elkaar afhangen.

[31] Bron: Nakka rocketry, Thrust

Ook kunnen we niet zomaar een van deze factoren veranderen, omdat het grote veranderingen in het ontwerp van de raketmotor als gevolg heeft. Uit de vorige vergelijking kunnen we ook zien dat de stuwkracht in verhouding staat met de adiabatische index k en de verhouding tussen de druk aan de uitgang van de motor en de druk in de verbrandingskamer.

We kunnen nu een nieuwe waarde toekennen waarbij we de factoren die te maken hebben met de straalpijp vervangen zodat de vergelijking voor de stuwkracht terug wat eenvoudiger wordt.

$$F_T = C_f A^* p_0$$

- Stuwkrachtcoëfficiënt (C_f [ ])

Waarbij C_f dan gelijk is aan:

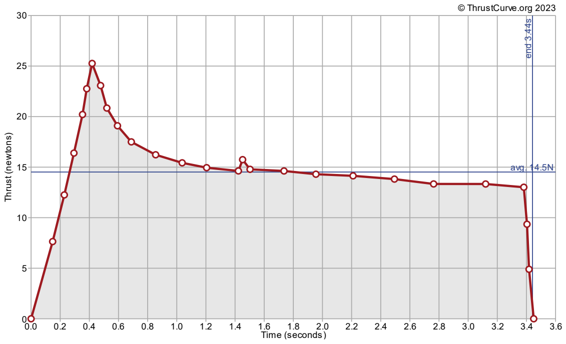
$$C_f = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1}\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}\left[1-\left(\frac{p_e}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} + \frac{(p_e - p_a)A_e}{p_0 A^*}$$

$$C_f = \frac{F_T}{A^* p_0}$$

De stuwkrachtcoëfficiënt stelt voor in welke mate de straalpijp de stuwkracht beïnvloedt, het is een van de belangrijkste parameters bij het ontwerpen van een straalpijp. Het geeft de versterking van de stuwkracht als gevolg van de expansie van de straalpijp weer in vergelijking met een expansie verhouding van 1, dus een straalpijp die alleen zou bestaan uit een afdichting met een gat erin. Deze constante is een functie van de eigenschappen van de stroom door de straalpijp en de vorm van de straalpijp. De stuwkracht coëfficiënt neemt toe naarmate de expansieverhouding toeneemt tot het zijn maximum heeft bereikt. Op dit moment zal de C_f dan ideaal zijn voor een bepaalde k die een eigenschap is van de stroom. Een goed ontworpen straalpijp heeft een C_f van ongeveer 1.50, waarbij de ideale C_f rond de 1.65 ligt. Hij zal dalen bij een verdere verhoging van de expansieverhouding, dit door verschillende verliezen zoals wrijving, slechte fabricage en het loskomen van de stromen.

5.4 Impuls van een motor

De totale impuls van een motor is een belangrijk gegeven. Het geeft weer hoeveel kracht de motor levert in een bepaalde tijdspanne. De impuls wordt grafisch weergegeven op een thrust-curve, deze curve geeft de geleverde kracht weer in functie van de tijd. Hieronder vindt u een voorbeeld van een stuwkracht-curve van een Estes F15 motor.



Figuur 70: thrust-curve Estes F15

De totale Impuls van een raketmotoren wordt bepaald met de integraal van de kracht over de tijd, met ander woorden de oppervlakte onder de grafiek.

$$I_t = \int_0^t F_T \, dt$$

- Totale impuls (I_t $[Ns]$)

[32]Met de totale impuls kan een motor voor modelraketten geclassificeerd worden. De verschillende klassen worden aangegeven door een letter met een alfabetische volgorde.

Tabel 1: Raketmotoren classificatie

Klasse	Totale impuls (Ns)
A	1.26 – 2.50
B	2.51 – 5.00
C	5.01 – 10.00
D	10.01 – 20.00
E	20.01 – 40.00
F	40.01 – 80.00
G	80.01 – 160.00
H	160.01 – 320.00
I	320.01 – 640.00
J	640.01 – 1280.00
K	1280.01 – 2560.00
L	2560.01 – 5120.00
M	5120.01 – 10240.00
N	10240.01 – 20480.00
O	20480.01 – 40960.00
P	40960.01 – 81920.00
Q	81920.01 – 163840.00
R	163840.01 – 327680.00
S	327680.01 – 655360.00

Naast deze letter staan er op commerciële raketmotoren ook één of twee getallen, deze wijzen de gemiddelde kracht aan en de wachtduur van een eventuele uitstootlading voor een parachute.

Voorbeeld

B6-4

Dit is een kleine motor die tot klasse B behoort, en een gemiddelde kracht van 6 N levert.

We kunnen ook de specifieke impuls van een raketmotor bekijken. De specifieke impuls is een maat die de efficiëntie van raketmotor kan aanduiden. Hoe groter de specifieke impuls, hoe groter de efficiëntie, hoe sterker de duw die de motor aan de raket geeft voor een bepaalde hoeveelheid brandstof die verbrand wordt.

[32] Bron: Wikipedia, Model rocket motor classification

Met de specifieke impuls kan je verschillende motoren met verschillende brandstoffen met elkaar vergelijken. De specifieke impuls wordt verkregen door de totale impuls te delen door het gewicht van de raket.

$$I_{sp} = \frac{F_T}{\dot{m}g} = \frac{I_t}{mg} = \frac{v_e}{g}$$

- Specifieke impuls $(I_{sp}\ [s])$

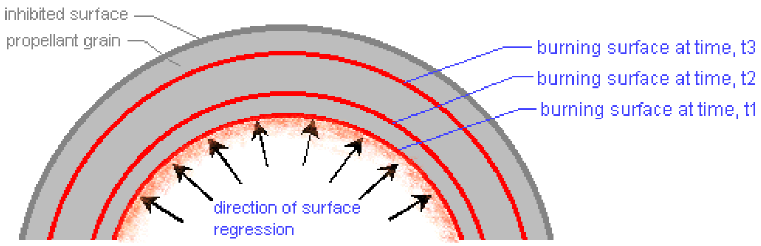
We hebben nu een belangrijke verhouding gevonden. We zien namelijk dat we de specifieke impuls kunnen berekenen als we slechts de snelheid van de uitlaatgassen als gegeven hebben. Ook merken we op dat de eenheid van de specifieke impuls gelijk is aan seconden. Omdat de specifieke impuls een functie is van de snelheid van de uitlaatgassen kunnen we de vergelijking omvormen zodat de specifieke impuls kan geschreven worden als een functie van de stroomeigenschappen in van de straalpijp.

$$I_{sp} = \frac{1}{g}\sqrt{\left(\frac{2T_0R}{M}\right)\left(\frac{k}{k-1}\right)\left[1-\left(\frac{p_e}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}$$

Uit bovenstaande vergelijking kunnen we zien welke factoren nodig zijn voor een hoge specifieke impuls. We zien dat de meeste factoren van de specifieke impuls bepaald worden door de eigenschappen van de brandstof die gebruikt wordt.

5.5 Verbrandingssnelheid

[33]De verbrandingssnelheid van de brandstof is de snelheid waarmee de brandstof wordt opgebruikt. Ze hangt af van verschillende factoren en is niet constant. Bij een motor met vaste brandstof en een kern brandt de brandstof van binnen naar buiten zoals geïllustreerd op onderstaande figuur.



Figuur 71: Verbrandingssnelheid

De verbrandingssnelheid van de brandstof hangt grotendeels af van de reactiesnelheid. De voornaamste factoren die de reactiesnelheid beïnvloeden:

- Verhouding tussen oxidator en brandstof
- Verdelingsgraad van de deeltjes
- Katalysator

[33] Bron: Nakka Rocketry, Solid Propellant Burn Rate

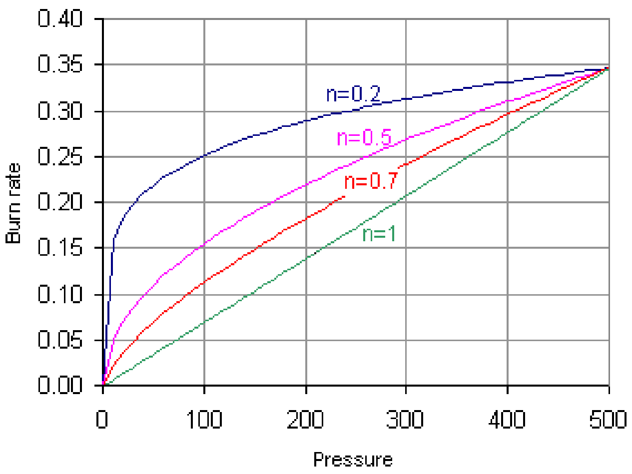
De verhouding tussen de oxidator en de brandstof is zeer belangrijk. In het geval van KNSB brandstof is dat 65 op 35 volgens massa. Dit is een brandstofrijk mengsel, wat betekent dat er een grotere hoeveelheid brandstof is dan deze voor een stoichiometrisch mengsel. Een grote afwijking van deze verhouding zal negatieve gevolgen hebben op de prestaties van de raketmotor. De verdelingsgraad van de deeltjes is heel belangrijk. Hoe fijner de deeltjes zijn, hoe meer deeltjes er in een bepaald volume met elkaar kunnen botsen en hoe sneller de reactie gebeurt. Ook kan men een katalysator aan het mengsel toevoegen. Een katalysator is een stof die de reactie versnelt of vertraagt zonder zelf verbruikt te worden. In geval van de modelraketten wordt er als katalysator vaak ijzeroxide aan de brandstof toegevoegd, deze zal de reactiesnelheid verhogen.

De verbrandingssnelheid hangt niet alleen af van de reactiesnelheid van de stof, maar ook van andere factoren zoals de druk in de verbrandingskamer. De verbrandingssnelheid neemt toe bij toenemende druk in de verbrandingskamer. De verbrandingssnelheid van de brandstof kan voorgesteld worden door de wet van Saint-Robert.

$$r = a{p_0}^n$$

- Verbrandingssnelheid (r [mm/s])
- Verbrandingssnelheid coëfficiënt (a [ ])
- Druk in de verbrandingskamer (p_0 [Pa])
- Druk exponent (n [ ])

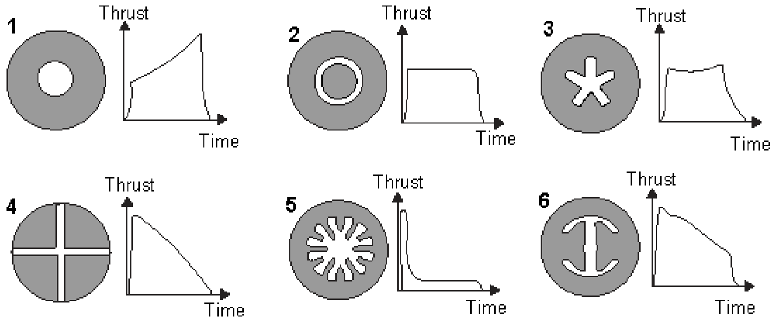
De waarde van a en n zijn constanten, ze worden gegeven voor een bepaalde brandstof en worden empirisch (zonder enige theoretische onderbouwing) bepaald.



Figuur 72: Verbrandingssnelheid in functie van de druk in de verbrandingskamer

Ook de grote van het blootliggende oppervlak van de brandstof speelt een rol in de verbrandingssnelheid. De vorm van de brandstof die in de motor is gegoten bepaalt dat oppervlak. We kunnen twee grote verschillen in vorm van elkaar onderscheiden. Bij de eerste bestaat de brandstof uit een massieve cilinder die van het einde naar het begin wegbrandt (end-burner). Bij het tweede en meest gebruikte type is de brandstof rond een centraal kanaal gegoten, de brandstof brandt van binnen naar buiten (core-burner). Deze vorm heeft hierdoor een groter contactoppervlak wat de verbrandingssnelheid verbetert. Het blootliggende oppervlak vergroot bij deze vorm ook naarmate de brandstof wegbrandt.

Het kanaal kan bestaan uit heel veel verschillend vormen die elk de verbrandingssnelheid op een verschillende manier beïnvloeden, hieronder enkele verschillende vormen.



Figuur 73: Brandstof vormen

5.6 KNSB

In onze raketten zullen wij KNSB (kaliumnitraat, sorbitol) brandstof gebruiken. Deze brandstof bestaat voornamelijk uit sorbitol (brandstof) en kaliumnitraat (oxidatiemiddel), maar we kunnen er ook andere additieven aan toevoegen om bijvoorbeeld de reactiesnelheid te versnellen of te vertragen. De verhouding sorbitol en kaliumnitraat is respectievelijk 35 op 65 volgens massa. Deze verhouding is brandstofrijk. Dit betekent dat er meer moleculen sorbitol in het mengsel zitten dan nodig om met het kaliumnitraat te reageren. Theoretisch gezien zou de stoechiometrische verhouding de beste zijn om het maximale uit je brandstof te krijgen. Dit is in de praktijk jammer genoeg niet haalbaar, de twee producten kunnen zich onmogelijk op de perfecte manier met elkaar mengen. De brandstof kan op verschillende manieren gemaakt worden, elke manier resulteert in andere eigenschappen van de brandstof. Er is niet echt een beste manier om deze brandstof te maken. Het hangt meer af van wat je er mee wil doen en hoeveel tijd je erin wil investeren. In het hoofdstuk over de bouw van de motor vertellen wij hoe we onze brandstof hebben gemaakt.

5.6.1 Kaliumnitraat

Kaliumnitraat (KNO_3), ook wel salpeter genoemd, is een chemische verbinding die als oxidatiemiddel wordt gebruikt in modelraketten. Het is een zout dat bestaat uit kalium, stikstof en zuurstof, en het kan worden gemaakt door kaliumchloride en ammoniumnitraat te mengen. Kaliumnitraat is een populair oxidatiemiddel voor modelraketten omdat het relatief goedkoop is, gemakkelijk te verkrijgen en omdat het een hoge specifieke impuls produceert wanneer het verbrandt. Dit betekent dat het een grote hoeveelheid energie kan produceren in een korte tijd, wat nodig is om een raket te laten opstijgen en vliegen. Kaliumnitraat wordt gemengd met een zuurstofdragende stof, zoals sorbitol of suiker, om een complete brandstof te vormen.

5.6.2 Sorbitol

Sorbitol kan worden gebruikt als brandstof in modelraketten. Het is een suikervervanger en wordt vooral gebruikt in de voedingsindustrie. Sorbitol is een suikeralcohol dat een hoge energiedichtheid heeft en een hoge uitlaatgasdruk produceert, wat het ideaal maakt als brandstof voor kleine raketten. Dit levert een hogere lanceersnelheid en een betere prestatie van de raket. Wanneer sorbitol wordt verbrand, produceert het waterdamp en koolstofdioxide, wat de raket voortstuwt. De chemische formule voor sorbitol is $C_6H_{14}O_6$.

5.6.3 Glycerine

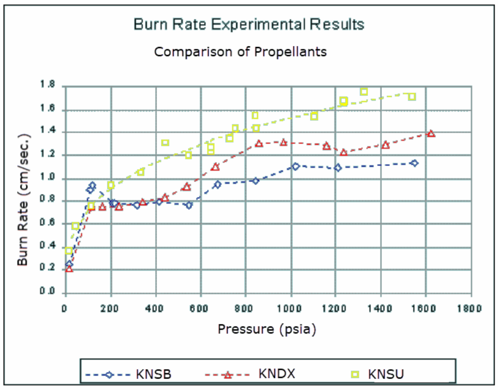
Glycerine, ook wel bekend als glycerol, kan worden gebruikt als een onderdeel van de brandstof in sommige modelraketten. Het is een dik, zoet smakende vloeistof die wordt geproduceerd door de afbraak van plantaardige en dierlijke vetten. Het is vaak te vinden in cosmetica, voedingsmiddelen farmaceutische producten. In modelraketten wordt glycerine vaak gebruikt als een zogenaamde zuurstofdragende stof. Dit betekent dat het zuurstof van de lucht naar de brandstof kan transporteren. Wanneer glycerine wordt gemengd met een brandstof zoals kaliumnitraat en sorbitol zorgt het ervoor dat de andere stoffen goed binden en dat het mengsel vloeibaarder wordt, wat het gemakkelijk maakt om de brandstof in een bepaalde vorm te gieten. Glycerine heeft ook enkele eigenschappen die het aantrekkelijk maken voor gebruik in modelraketten, zoals het feit dat het niet giftig en gemakkelijk te verwerken is.

5.6.4 IJzeroxide

IJzeroxide is een chemische verbinding die bestaat uit ijzer en zuurstof. Het is een rode of bruine poederachtige stof die voorkomt in de natuur en kan worden gevonden in mineralen zoals hematiet en magnetiet. Het wordt vaak gebruikt als pigment in verf, voedingssupplement en in industriële toepassingen, zoals het maken van cement en staal. IJzeroxide fungeert als katalysator door de reactie tussen de brandstof en de zuurstof te versnellen, wat leidt tot een snellere en krachtigere verbranding. Rode ijzeroxide verhoogt de verbrandingssnelheid ongeveer constant bij verandering van druk in de verbrandingskamer. Bruine ijzeroxide zal de verbrandingssnelheid eerder verhogen bij hogere drukken in de verbrandingskamer. De toevoeging ervan kan ook helpen om de uitlaatgassen van de motor te verminderen, wat bijdraagt aan een milieuvriendelijker proces. De aangeraden hoeveelheid ijzeroxide is één gram per 100 gram brandstof.

5.6.5 KNSB VS KNSU

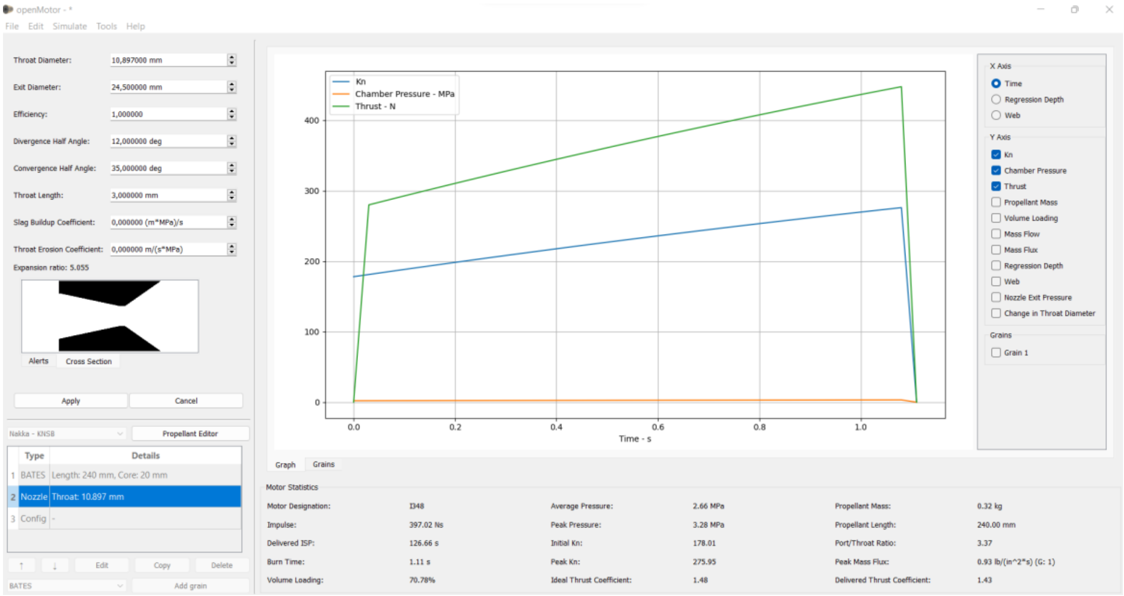
Ze komen beiden van het principe van de ‘sugar rocket’, maar toch verschillen KNSB en KNSU wat in hun eigenschappen. KNSU (kaliumnitraat, sucrose) gebruikt in tegenstelling tot KNSB suiker als brandstof. Beide brandstoffen hebben heel wat gelijkwaardigheden. Toch heeft sorbitol enkele voordelen, vooral bij het maken van de brandstof. Suiker is echter een snellere brandstof dan sorbitol en zorgt voor een hevigere en kortere vlam, terwijl sorbitol een tragere en minder intense verbranding veroorzaakt. Dit resulteert in verschillen in de prestaties van de modelraket. Een voordeel van sorbitol is dat het een lagere smelttemperatuur heeft, het wordt minder snel hard en het is makkelijker om te gieten dan KNSU. Ook karamelliseert sorbitol niet zo gemakkelijk als suiker. De reden dat we KNSB dus gekozen hebben voor onze rakketten is dat ze eenvoudiger is om te maken.



Figuur 74: Vergelijking van de verbrandingssnelheid van verschillende brandstoffen

5.7 Software

We kunnen de afmetingen van een raketmotor bepalen met de formules die we in dit hoofdstuk hebben bestudeerd, maar dit is niet zo handig. De formules zijn niet alleen zeer groot, maar er zijn veel factoren die we in dit hoofdstuk niet besproken hebben. Ook gaan wij in onze formules uit van ideale condities. Om het ontwerpen van onze motor gemakkelijker en betrouwbaarder te maken, maken wij gebruik van software. Wij vonden online twee programma's die voor onze toepassing zeer handig waren. Het eerste is een Excel-bestand gemaakt door Richard Nakka, waar niet alleen de formules die hierboven beschreven werden, maar ook nog veel andere formules in verwerkt zijn. Het tweede programma is OpenMotor, een opensource programma waar je de afmetingen van de raketmotor kan invullen. Na een simulatie krijg je verschillende gegevens die met de raket te maken hebben. Je krijgt hier ook een grafische weergave van een mogelijke thrust-curve.



Figuur 75: Voorbeeld van OpenMotor

Deze simulaties zullen zeker ook niet helemaal correct zijn. Het programma maakt gebruik van standaard KNSB-waarden. Omdat wij onze brandstof zelf maken, zullen de eigenschappen van de brandstof die wij maken nooit precies overeenkomen met de eigenschappen die in het systeem geprogrammeerd zijn.

VI. De bouw van de motor

In dit hoofdstuk geven wij meer informatie bij de verschillende raketmotoren die wij hebben getest en tonen we hoe we ze hebben gemaakt en uit wat ze bestaan. We vertellen wat er gebeurd is en ook wat we hieruit geleerd hebben.

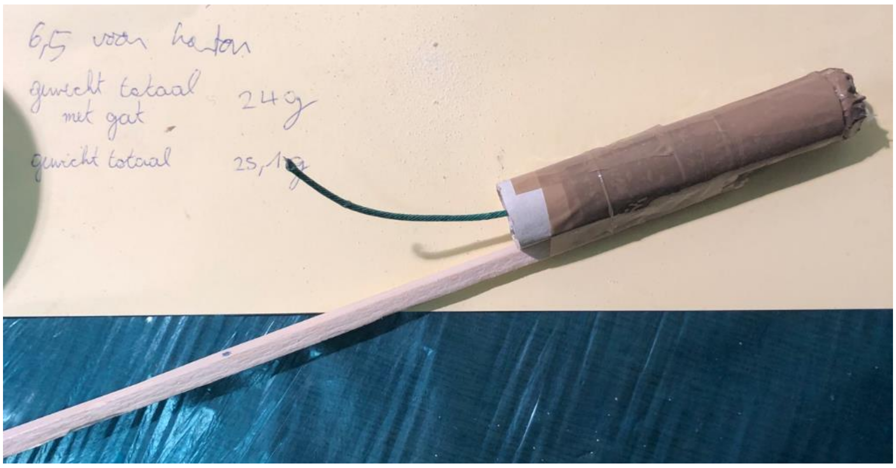
6.1 Behuizing

Bij de eerste motoren dachten we dat we een stevige motor moesten maken om de hogedrukken en temperaturen die heersen in de raketmotor aan te kunnen. De behuizing maakten we daarom met een PVC-buis met een dikte van twee millimeter. Om de buis langs de onderkant te dichten, hebben we epoxy gebruikt, we goten de epoxy in de buisjes tot we een laag van ongeveer één centimeter hadden. De afdichting was zeer sterk, maar het nadeel was dat de motor zonder brandstof al veel woog. Nadat de buisjes gevuld waren met brandstof, maakten we nog een straalpijp. De eerste straalpijp maakten we met een 3D-printer. We verwachtten dat deze straalpijp uit plastic niet goed zou zijn maar we wilden het toch eens proberen en kijken wat er zou gebeuren. We maakten 3 motoren met een diameter van 32 mm en lengtes die varieerden van 100 mm tot 120 mm.

Figuur 76: De eerste motor

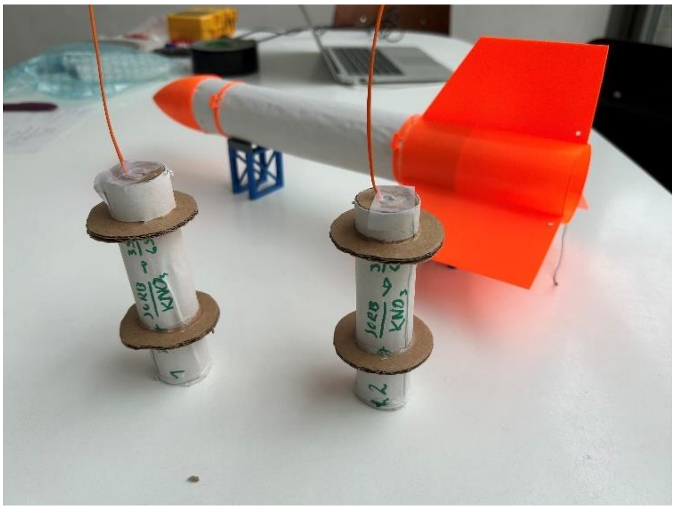
De tweede keer hebben we de motoren op een heel andere manier gemaakt. We maakten een vuurwerkpijl zonder effectlading, wat eigenlijk hetzelfde principe is als bij een raket. Deze keer maakten we de motoren om direct af te vuren. Dit is dus geen motor die we in onze uiteindelijke raket wilden gebruiken, het was gewoon een test. We maakten de raketmotor met primitieve materialen. De behuizing werd gemaakt door verschillende vellen papier tot één geheel te rollen met houtlijm rond een stalen staaf. De onderkant werd met een aantal kartonnen schijfjes gedicht. Ook werd er een insnoering voorzien om ervoor te zorgen dat de kartonnen plaatjes niet uit de motor werden geduwd door de grote druk in de motor. De straalpijp werd ook gemaakt met een aantal kartonnen schijfjes waar we een gat in hebben geboord. Als afwerking bonden we een balsa houten stok aan de motor, om de stabiliteit te garanderen. We maakten twee keer twee vuurpijlen, één met diameter 20 mm en één met diameter 28 mm, beiden met ongeveer dezelfde lengte.

Figuur 77: Maken van vuurpijlen



Figuur 78: Vuurpijl 20mm

Na deze laatste vuurpijlen wilden we een stap verder in het traject van het bouwen van een raket. We maakten daarom een kleine raket die dezelfde motor gebruikt als de vuurpijlen, namelijk de papieren motoren van 28 mm die we eerder al maakten. Deze motor was dus bijna identiek aan de vuurpijlen. Rond de motoren bevestigden we twee ronde kartonnetjes, deze dienden als bevestigingsmiddel om de motoren in de raket vast te zetten. Het bouwen en het testen van deze raket bespreken we in het hoofdstuk over de bouw van de raket. Alle raketmotoren die we voor deze raket hebben gebruikt, werden gemaakt op dezelfde manier, sommige versies werden verstevigd.



Figuur 79: Twee papieren raketmotoren

6.1.1 Epoxy

Epoxy is een polymeer dat bij chemische reactie hard wordt. Het is zeer sterk (twee keer zo sterk als beton) en is bestand tegen verschillende chemicaliën in vaste vorm. De epoxy bestaat uit twee componenten, de hars en een harder. Wanneer je deze twee componenten bij elkaar giet, ontstaat er een onomkeerbare chemische reactie. Bij het uitharden van de epoxy krimpt het mengsel bijna niet. De epoxy wordt ook wel een thermoset genoemd, omdat ze stijf blijft en niet verandert door toenemende hitte. Er bestaan verschillende soorten samenstellingen die kunnen gebruikt worden voor veel verschillende doeleinden. Epoxy kan gebruikt worden als lijm of als coating, het kan ook in combinatie met glasvezel gebruikt worden om een zeer sterk en licht oppervlak te verkrijgen.

6.2 Brandstof

Het maken van raketbrandstof is redelijk gemakkelijk. Om een basismengsel KNSB te maken, beginnen we met de beginproducten zo fijn mogelijk te malen. Dit kan met vijzel en stamper, maar een gemakkelijke en betere manier is om de stoffen met een blender een aantal seconden te malen. We moeten ervoor zorgen dat de blender goed uitgekuist is voordat we er de andere stof mee gaan malen, want vanaf het moment dat we de twee stoffen samenbrengen is het mengsel ontvlambaar. De blender wordt afgekuist met een droog doekje en niet met water, de stoffen zijn namelijk licht hygroscopisch en water in de brandstof is iets wat we willen voorkomen. Na het malen wegen we zorgvuldig de juiste hoeveelheden aan stoffen af, en mengen we deze door elkaar in een afsluitbare pot. Met deze pot wordt zeer goed geschud, want hoe beter de deeltjes met elkaar vermengd zijn, hoe beter de reactie. Hierna smelten we het mengsel met een elektrische kookplaat op een temperatuur van ongeveer 120°C. Het sorbitol zal smelten, waardoor de kaliumnitraat moleculen gecoat worden. Als het mengsel volledig gesmolten is, kan het in de motor worden gegoten. De brandstof wordt redelijk snel wat harder, maar het duurt ongeveer een hele dag voordat de brandstof volledig gestold is.

Figuur 80: Maken van de brandstof

[34]Bij de eerste paar motoren hebben we een recept gebruikt dat afwijkt van het normale recept voor KNSB. We voegden buiten de salpeter en sorbitol ook ammoniumnitraat en een druppeltje glycerine toe. Ammoniumnitraat zou de prestaties van de motor verhogen omdat er dan meer gasmoleculen geproduceerd worden bij de verbranding, met als gevolg dat de stuwkracht groter wordt. Een ander voordeel van het gebruiken van deze stof is de lagere viscositeit die het mengsel krijgt, dit maakt het gemakkelijker om de brandstof in de motor te gieten. Als we te veel of te weinig van deze stof zouden toevoegen, zal het de reactiesnelheid van de brandstof verlagen. We moeten hiermee dus zorgvuldig te werk gaan. Een druppel glycerine zorgt ervoor dat de viscositeit nog extra verlaagd wordt. De brandstof werd in de motor gegoten, hierna maakten we geen kern in de brandstof. Voor de ontsteking van de motor werden er elektrische ontstekers voorzien die we in de brandstof duwden toen die nog zacht was. We goten deze brandstof in de PVC behuizingen.

[34] Bron: Tech Ingredients, DIY Rocket Engines

Ingrediënten (per 100 gram):

- 61g kaliumnitraat
- 4g ammoniumnitraat
- 35g sorbitol
- 1ml glycerine

Voor het tweede paar motoren dat we gemaakt hebben, gebruikten we het standaard KNSB mengsel zonder additieven. We voegden geen ammoniumnitraat toe omdat dit het productieproces vooral moeilijker maakt en de stof geen supergrote meerwaarde in prestatie bood. Ook testten we de brandstof zonder ze te smelten, dus in poedervorm. We stampten dit poedermengsel hard aan in de vuurpijlen zodat het erin bleef vastzitten. De ontsteking werd bij het maken van de brandstof nog niet voorzien. Ingrediënten (per 100 gram):

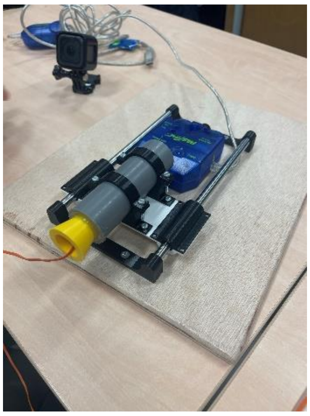
- 65g kaliumnitraat
- 35g sorbitol

Bij de derde paar motoren hebben we hetzelfde recept toegepast als bij de vorige. Deze keer hebben we de brandstof wel laten smelten. Voor de ontsteking van deze motoren duwden we een stukje viscolont van enkele centimeters in de zachte brandstof. De behuizing voor deze vuurpijlen bleef dezelfde.

De motor die in de kleine raket ging, had dezelfde brandstof als het tweede paar motoren die we maakten. De brandstof werd dus opnieuw in poedervorm gelaten. We deden dit omdat we merkten dat voor kleine papieren behuizingen het veel gemakkelijker is om de brandstof in poedervorm te laten. Zo konden we de motoren gemakkelijker vullen met als gevolg dat ze ook preciezer gemaakt konden worden.

6.3 Testrail 1

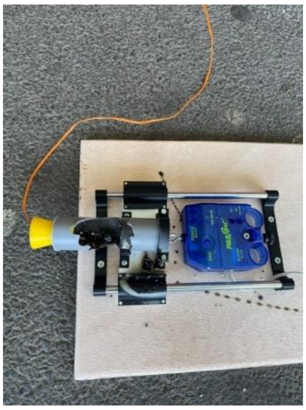
We willen verschillende raketmotoren testen. Uit deze tests willen we informatie halen zodat we kunnen zien welke kracht de motor uitoefent. Om deze kracht te meten, gebruikten we de forcesensor van Pasco. Deze sensor kan trek- en drukkrachten meten tot een maximale kracht van 50N. We lezen de gegevens van de krachtsensor met Pasco Capstone, een programma waarmee alle verschillende sensoren van Pasco werken. We kunnen dit programma dus gebruiken om een diagram dat de kracht in functie van de tijd weergeeft te maken. We maakten voor de tests een opstelling waardoor we de kracht van de motor kunnen meten. De motor werd vastgeklemd aan een karretje. Het karretje bevat 2 lineaire lagers die rond twee metalen staven zaten. Het karretje kon dus langs één as schuiven over het spoor en kon zo duwen tegen de krachtsensor door de kracht van de motor. Deze testrail gebruikten we om de eerste paar motoren te testen.



Figuur 81: Testrail 1

6.4 Motor tests

De eerste motoren die we hebben getest waren deze met een PVC behuizing. De eerste motor had een straalpijp uit plastic. We maakten deze vast op de testrail en verbonden een spanningsbron aan de elektrische ontstekers. Bij ontsteking ontplofte de motor onmiddellijk, daarna brandde de overgebleven hoeveelheid aan brandstof op. De fout die we hebben gemaakt ligt bij de ontsteking. We mogen een elektrische ontsteking niet in de brandstof duwen. Het gevolg hiervan is dat de brandstof binnenin begint te branden en de gassen die hierbij vrijkomen niet weg kunnen. Door de hogedruk die hier mee gepaard gaat ontploft de motor. Door de ontploffing van de motor zijn er een paar stukken van de testrail gebroken.



Figuur 82: Eerste test met testrail

Figuur 83: Tweede test met testrail

De tweede motor met een behuizing van PVC had geen straalpijp. Omdat de testrail beschadigd was, moesten we de motor vastmaken met tape. We gebruikten de elektrische ontsteking niet omdat we uit de vorige test ondervonden hebben dat de motor dan zou ontploffen. In de plaats daarvan gebruikten we een lucifer die we tegen de brandstof legden. De motor heeft bijna geen kracht op de sensor uitgeoefend omdat de motor geen straalpijp had. Er bouwde dus ook geen druk op in de motor waardoor de brandstof dus eigenlijk langzaam wegbrandde.

We waren redelijk verbaasd toen we zagen dat de papieren vuurpijl (diameter 20 mm) de lucht in ging, we hadden niet verwacht dat zo een simpel ontwerp onmiddelijk goed zou zijn. Bij de ontsteking van de motor was wel te zien dat deze veel tijd nodig had om kracht op te bouwen, waar we dus uit kunnen besluiten dat de doorsnede van de straalpijp nog iets kleiner mocht. Er was die dag ook veel wind waardoor de raket bijna onmiddellijk richting de wind draaide. De raket werd gelanceerd vanuit een lege glazen fles. Dit was de eerste succesvolle vlucht.

Figuur 84: Vuurpijl 20mm in de lucht

Na het succes van de eerste vuurpijl maakten we er nog één, maar dan iets groter (diameter 28mm). De motor reageerde ongeveer op dezelfde manier, alleen was hij groter en sterker waardoor hij nog hoger vloog. Ook bij deze motor had de doorsnede van de straalpijp nog iets kleiner gemogen. De raket werd gelanceerd vanuit een stalen buis die in de grond geklopt werd.

Figuur 85: Vuurpijl 28mm

Wat later maakten we opnieuw twee vuurpijlen. Deze verschilden alleen in brandstof zoals hierboven al vermeld. Deze motoren waren wel wat moeilijker te maken omdat de brandstof redelijk stroperig was toen we deze goten. Hierdoor werd de brandstof niet gelijkmatig verdeeld in het buisje. De vlucht verliep daarom niet zo soepel, de kleine pijl (diameter 20mm) vloog na het opstijgen bijna direct terug de grond in. De iets grotere pijl had hier iets minder last van en vloog tientallen meters hoog waarna die zich terug naar de aarde richtte. Bij deze lanceringen hebben we de restanten wel teruggevonden. We konden zien dat het papieren buisje wel aardig weggebrand was. Ook de houten stok die aan de vuurpijl vastgebonden werd, was volledig verschroeid.

Figuur 86: Vuurpijl met nieuwe brandstof in de lucht

Figuur 87: Vuurpijlen na de vlucht

Al het beeldmateriaal inclusief de filmpjes over de tests van onze raketmotoren kan gevonden worden op onze webpagina (aerockets.com). Hier staan de beelden overzichtelijk geordend onder verschillende posts.

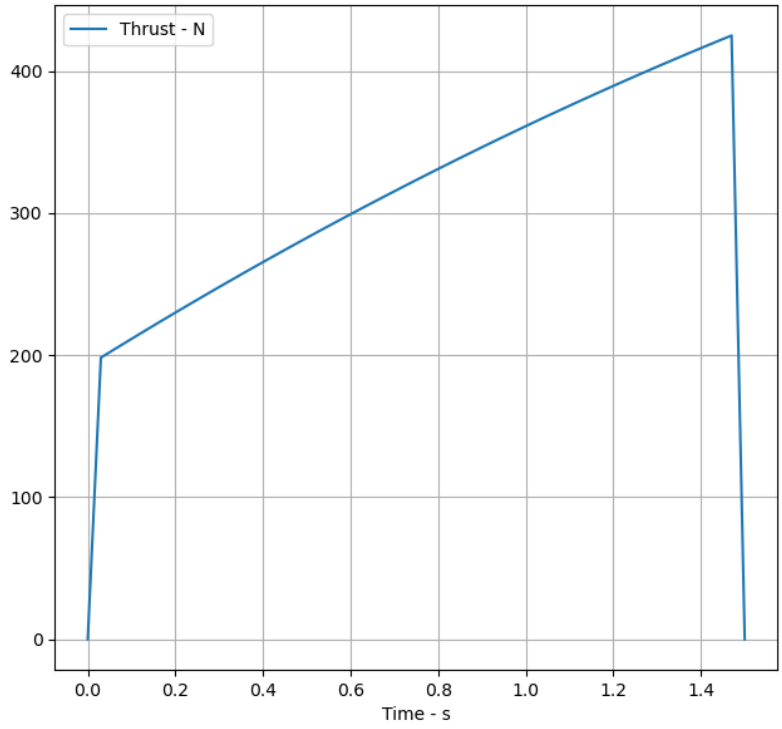
6.5 Aluminium motor

Om onze raket in de lucht te krijgen, gaan we een motor nodig hebben die veel sterker is dan een klein papieren motortje. Daarom zullen we voor de grote raket een raketmotor maken uit aluminium. Hierdoor zal de motor sterker zijn en tegen hogere temperaturen bestand zijn. Zo kan de motor hergebruikt worden na een lancering. Deze motor zal bestaan uit een straalpijp, buis en een stop vervaardigd uit aluminium. Het maken van een gedetailleerde straalpijp maakt het ons ook mogelijk de theorie toe te passen.

6.5.1 Afmetingen

Zoals we in het hoofdstuk over de theorie van de motor al vermeld hebben, zullen we voor het bepalen van de afmetingen van onze motor twee verschillende programma's gebruiken. We willen de motor niet te klein maken om twee redenen. Hoe groter de motor hoe meer kracht natuurlijk, maar werken met een grote hoeveelheid aan brandstoffen is ook niet zo veilig. Ook is het niet gemakkelijk om fijn te werken en een kleine motor te maken. We kozen daarom een formaat waarbij wij dachten dat dat best bij onze raket paste, we gebruikten ook materialen die we al liggen hadden. Wij hadden al een aluminium buis met een buitendiameter van 48mm (een binnendiameter van 44mm) liggen en kozen om deze te gebruiken voor de behuizing van de motor.

Eerst probeerden we wat verschillende afmetingen voor de raketmotor uit in het Excel-bestand van Richard Nakka, waarvoor we juiste afmetingen van de straalpijp konden uitlezen. We moesten ook denken aan de limieten voor de fabricage van de motor. Nadat we ongeveer wisten welke afmeting we zouden gebruiken, maakten we een simulatie in OpenMotor. Na de simulatie pasten we nog enkele afmetingen aan zodat we zeker wisten dat de raketmotor veilig en met genoeg kracht zou presteren.



Figuur 88: Stuwkrachtcurve

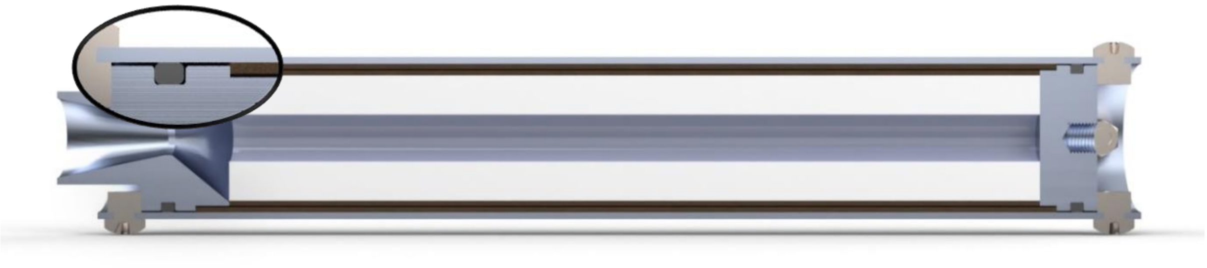
Uit het programma OpenMotor kunnen we nu verschillende data halen, zodat we deze kunnen vergelijken met de gegevens die wij zullen verzamelen. Zo weten we ook wat we ongeveer kunnen verwachten van onze motor. De motor zou volgens het programma voldoen aan een I306 motor. Hieronder staan enkele gegevens opgesomd die wij met de simulatie verkregen hebben.

- Gemiddelde kracht: 306 N
- Totale impuls: 469.19 Ns
- Specifieke impuls: 127.91 s
- Duur van de verbranding: 1.50 s
- Gemiddelde druk in de verbrandingskamer: 2.75 MPa
- Stuwkracht coëfficiënt: 1.44

6.5.2 Het maken van de motor

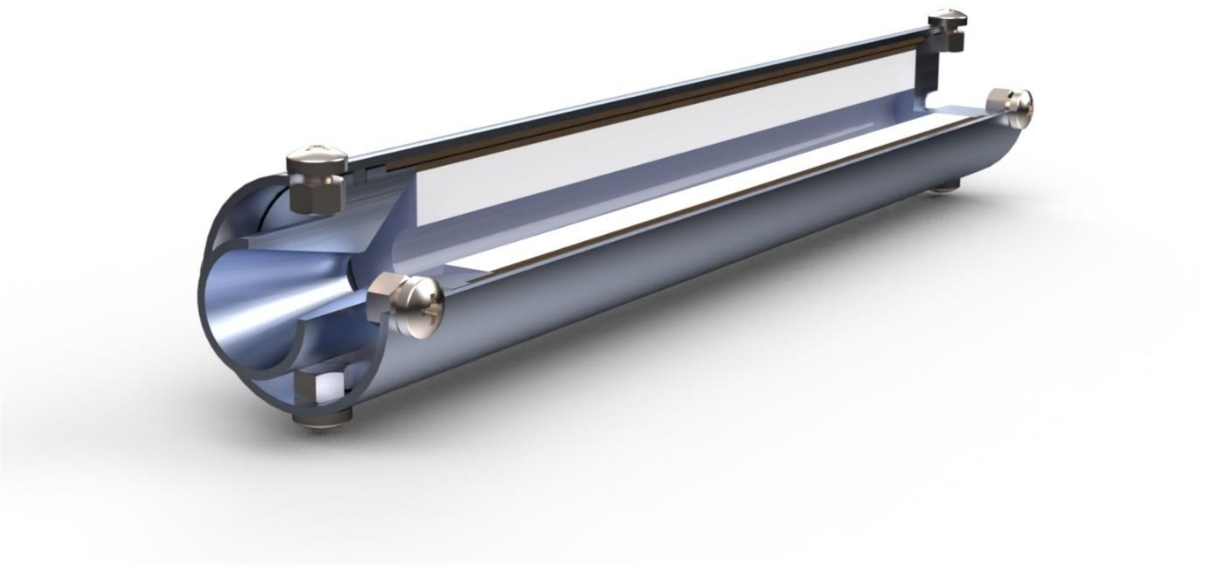
De motor werd eerst volledig getekend in SolidWorks. In de buis zat de brandstof vastgeklemd worden tussen de straalpijp en een afdichting. Deze twee onderdelen waren beiden rond en konden vrij heen en weer schuiven in de aluminium buis. Er moest dus een manier verzonnen worden om deze onderdelen op hun plaats te houden. Het eerste idee was om gebruik te maken van inwendige zekeringsringen, hiervoor zou een groef in de buis moeten gedraaid worden. De wand was niet dik genoeg om dit te kunnen realiseren, dus besloten we om een andere manier te zoeken. Het tweede idee was om twee deksels te maken die aan weerszijden met schroefdraad op de buis konden gedraaid worden. Omdat de wand niet dik genoeg was zouden we moeten werken met schroefdraad met een aangepaste spoed. Dit was moeilijk om te fabriceren en dus besloten we om een eenvoudiger oplossing te bedenken. Uiteindelijk besloten we gewoon om vier gaten aan weerszijden van de buis te boren, zodat de straalpijp en de dichting met acht bouten kan worden vastgehouden. De binnenkant van de buis beschermden we met een laagje papier zodat er geen restanten brandstof aan konden blijven plakken, zo konden we de motor meerdere malen gebruiken.

Om ervoor te zorgen dat de gassen langs geen andere kant dan de opening van de straalpijp konden ontsnappen, voorzagen we een groef voor een dichtingsring. De dichtingsring smeerden we in met een laagje fietsolie om een perfecte dichting te verkrijgen.



Figuur 89: Doorsnede van de raketmotor

De straalpijp kon gemaakt worden door een CNC-draaibank die ter beschikking stond op school. Ook de dichting aan de andere kant van de motor kon hiermee gefabriceerd worden. De aluminium buis werd op de juiste lengte afgezaagd en er werden acht gaten in geboord.



Figuur 90: Eindresultaat van de raketmotor

6.5.3 Brandstof

Om de brandstof gemakkelijk in de motor te krijgen maakten we vier aparte blokken brandstof. Het maken van de brandstof zelf zullen we in dit hoofdstuk niet meer bespreken, aangezien dit op volledig dezelfde manier gebeurt als de vorige keren. Deze brandstof goten we in papieren buisjes die op dezelfde manier werden gemaakt als de vuurpijlen. Om de brandstof te gieten werd er een stuk uit silicone gemaakt waar de buisjes in konden. Deze kan in tegenstelling tot een ge-3D-print stuk tegen de warme temperaturen die de brandstof heeft bij het maken ervan. Hiervoor maakten we een ge-3D-printte mal, waar we de twee componenten in goten.

Om de kern te maken gebruikten we een stalen staaf die we doormiddel van een klein ge-3D-print onderdeel rechtop in de brandstof hielden. Deze onderdelen smeerden we in met een laagje vaseline zodat de brandstof niet meer aan deze stukken bleef hangen.

Figuur 91: Mal

Het was moeilijk om een perfecte vorm te creëren. De brandstof zakt namelijk snel in omdat het lang duurt voordat het volledig stolt. Het heeft dan ook bijna een hele dag geduurd voordat we de vier stukken van de motor volledig hadden afgewerkt.

Figuur 92: Brandstof voor de aluminium motor

6.5.4 AutoCAD

AutoCAD werkt door middel van het maken en bewerken van geometrische vormen, zoals lijnen, cirkels, bogen en veelhoeken. Het programma heeft een breed scala aan tools en functies om deze vormen nauwkeurig en efficiënt te tekenen en te manipuleren. AutoCAD biedt ook de mogelijkheid om afmetingen, tekst en symbolen in te voegen, lagen te gebruiken en de tekeningen in verschillende bestandsformaten op te slaan. Wij hebben dit programma nodig om de correcte tekeningen te kunnen doorgeven aan de persoon die de motor zal maken met een CNC Machine.

Elk onderdeel werd getekend met deze volgende 3 belangrijke lijnen.

- **Aslijn:** De aslijn, ook wel bekend als de centerlijn, is een belangrijk concept in technische tekeningen en ontwerpen. Het is de centrale lijn die door een object loopt en het helpt om de symmetrie, afmetingen en vorm van het object te bepalen. In AutoCAD kan de aslijn eenvoudig worden getekend met behulp van het commando 'Line' in de juiste layer (gemengde streeplijn). De aslijn kan vervolgens worden gebruikt als referentie voor het plaatsen van andere objecten en lijnen op de tekening. De aslijn heeft een lijndikte van 0,25 mm.
- **Dunne lijn:** In AutoCAD is de dunne lijn een standaard lijntype dat wordt gebruikt voor het tekenen van objecten en lijnen die niet erg prominent of belangrijk zijn in de tekening. Dunne lijnen worden vaak gebruikt voor het weergeven van details op een kleinere schaal of voor het markeren van tijdelijke lijnen die later kunnen worden gewist. De lijn is meestal ongeveer 0.25 mm maar kan worden aangepast indien nodig. In AutoCAD kunnen dunne lijnen worden geselecteerd uit de lijnentool en kunnen ze worden aangepast aan de specifieke behoeften van de tekening, bijvoorbeeld door de kleur of het gewicht van de lijn te veranderen.
- **Figuurlijn:** Figuurlijnen worden gebruikt voor belangrijke elementen in de tekening, zoals contouren, omtreklijnen, randen en kaders. De lijn is 0.7 of 0.5 mm breed. In AutoCAD kunnen figuurlijnen worden geselecteerd uit de lijnentool en kunnen ze worden aangepast aan de specifieke behoeften van de tekening.

Tekennormen

Er zijn verschillende regelgevingen en wetgevingen die voor een standaardnorm pleiten. Normen zijn vastgestelde afspraken en regels die gebruikt worden om de kwaliteit, veiligheid, betrouwbaarheid en efficiëntie van producten, diensten en processen te waarborgen. Ze worden vaak ontwikkeld en beheerd door nationale en internationale normalisatieorganisaties zoals ISO (International Organization for Standardization) en CEN (European Committee for Standardization). De norm die wordt gebruikt voor het weergeven van afmetingen op technische tekeningen is de ISO 129-1-norm. Het belangrijkste principe dat in deze norm wordt vastgelegd, is dat afmetingen op een tekening duidelijk en logisch moeten worden weergegeven, inclusief de afstand tot de bijbehorende lijnen of objecten om de tekening gemakkelijker te begrijpen en interpreteren. De norm stelt specifieke eisen aan de plaatsing van afmetingen op technische tekeningen. Afmetingen moeten buiten de tekening worden geplaatst om ze gemakkelijk leesbaar te maken. Ze moeten duidelijk worden geplaatst, zodat er geen twijfel bestaat over welk object of welke lijn ze betreffen. Afmetingen worden gegroepeerd zodat de maatvoering goed kan worden gelezen zonder dat het nodig is de tekening te kantelen of te draaien. De plaatsing van afmetingen moet logisch en gestructureerd zijn, zodat de informatie op een natuurlijke manier kan worden verwerkt.

Er zijn echter ook nog andere normen van toepassing in een technische tekening, zoals:

- ISO 128: Deze norm beschrijft de algemene principes van presentatie voor technische tekeningen, inclusief lijntypes, lettertypen, schalen, symbolen en notaties.
- ISO 129: Deze norm legt de principes vast voor het weergeven van afmetingen op technische tekeningen, zoals de plaatsing van afmetingen en toleranties.
- ISO 1101: Deze norm beschrijft de principes voor het specificeren en tolereren van geometrische kenmerken op technische tekeningen.

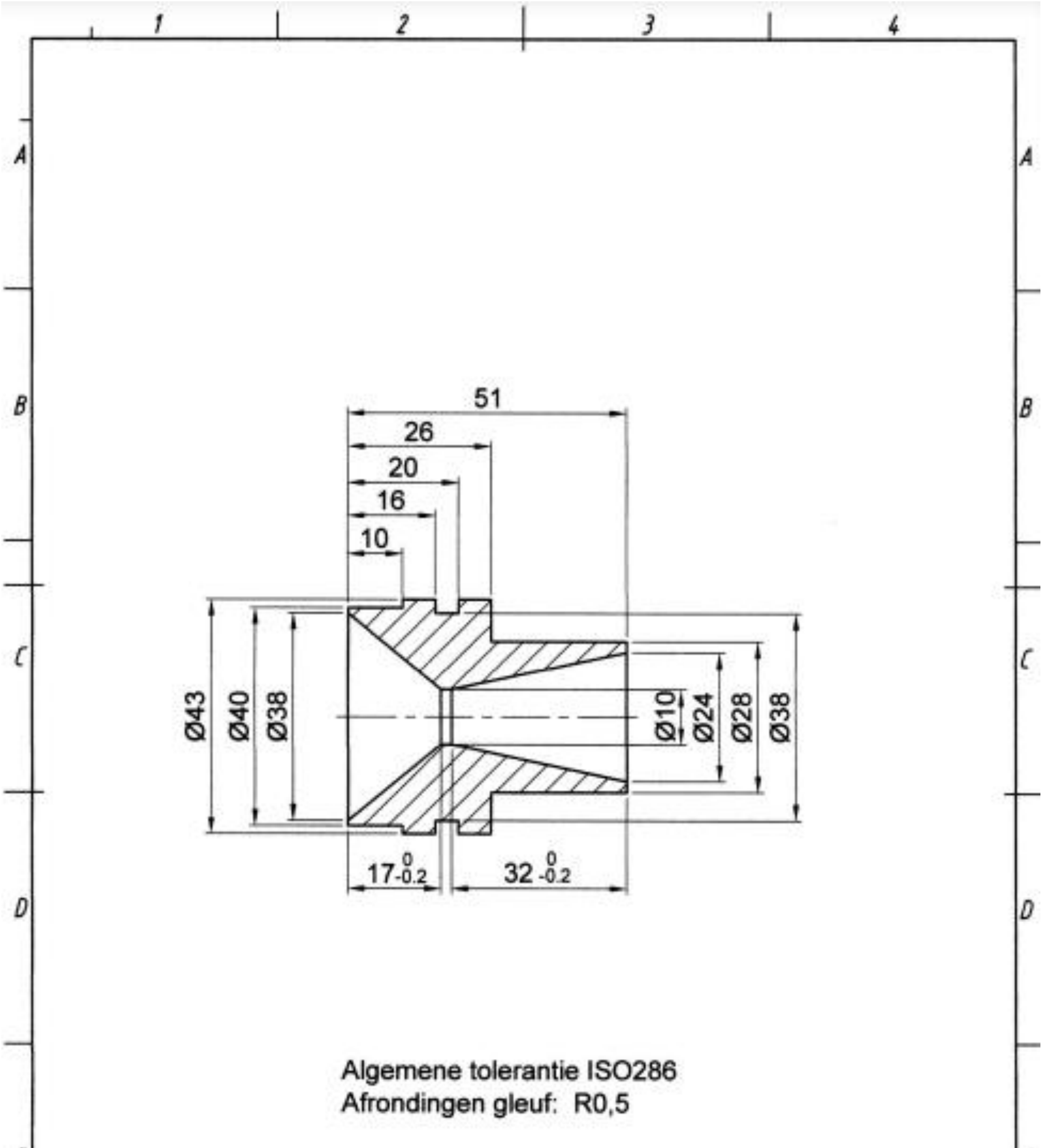
In AutoCAD is het eenvoudig om deze normen te volgen met behulp van de ‘Dimension’ tool. Het is belangrijk om bij het plaatsen van afmetingen rekening te houden met de principes van de normen zodat iedereen de tekening gemakkelijk kan begrijpen en interpreteren.

Op deze technische tekeningen kan je ook een ISO tolerantie zien. De ISO 286-norm is een internationale standaard die de algemene toleranties voor de afmetingen van onderdelen en materialen definieert. Deze norm bepaalt de toegestane variaties in maatvoering voor zowel lineaire afmetingen (zoals lengte, breedte, hoogte) als hoeken.

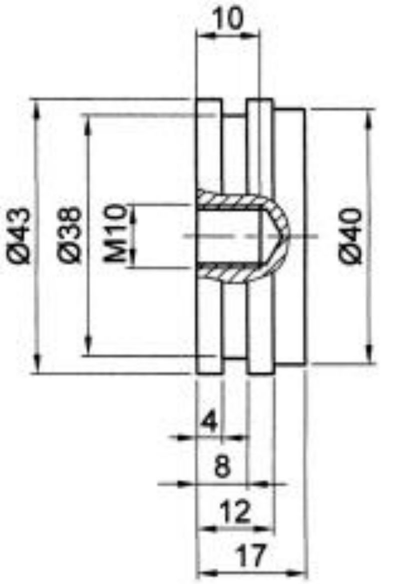
De algemene tolerantieklasse ISO 286 wordt ingedeeld volgens IT-kwaliteiten (International Tolerance grades) en bestaat uit 16 verschillende tolerantieklassen, van IT01 tot IT16. Elke klasse staat voor een steeds kleinere tolerantie, waarbij IT01 de kleinste tolerantieklasse is en IT16 de grootste. De tolerantieklasse wordt bepaald door de grootte van het werkstuk, de vereiste nauwkeurigheid en de toepassing ervan. Voor elke IT-klasse definieert de norm de toegestane variatie in grootte als een bepaalde waarde, uitgedrukt in micrometer (µm). Bijvoorbeeld, de algemene tolerantieklasse voor IT06 bepaalt dat de toegestane variatie voor een lineaire afmeting van 10 mm maximaal ± 10 µm bedraagt. Wanneer er bij een algemene tolerantie volgens ISO 286 geen IT-klasse wordt vermeld, betekent dit dat de klasse standaard is vastgesteld op IT12. Dit houdt in dat de tolerantieklasse voor de diameter of de afmeting van het onderdeel niet specifiek is opgegeven en dat de maximale afwijking is vastgesteld op ± 0.120 mm voor diameters tot 500 mm. Voor diameters boven de 500 mm is de maximale afwijking vastgesteld op ± 0.150 mm.

Opmerkingen
In het geval van metrische schroefdraad, zoals bij een M48 bout, wordt de spoed bepaald door het aantal millimeter lineaire verschuiving per omwenteling. Bijvoorbeeld, een standaard M48 bout heeft een spoed van 5.0 mm. Je kan ook kiezen voor een afwijkende spoed. Dit kan bijvoorbeeld gebeuren als er een maatwerk bout is geproduceerd met een speciale spoed om aan specifieke vereisten te voldoen. Of zoals in ons geval, er niets anders beschikbaar was.

Wanneer een diameter teken wordt gebruikt in AutoCAD, wordt hiermee aangegeven dat de vorm rond is en wordt tevens de diameter van de cirkel weergegeven.

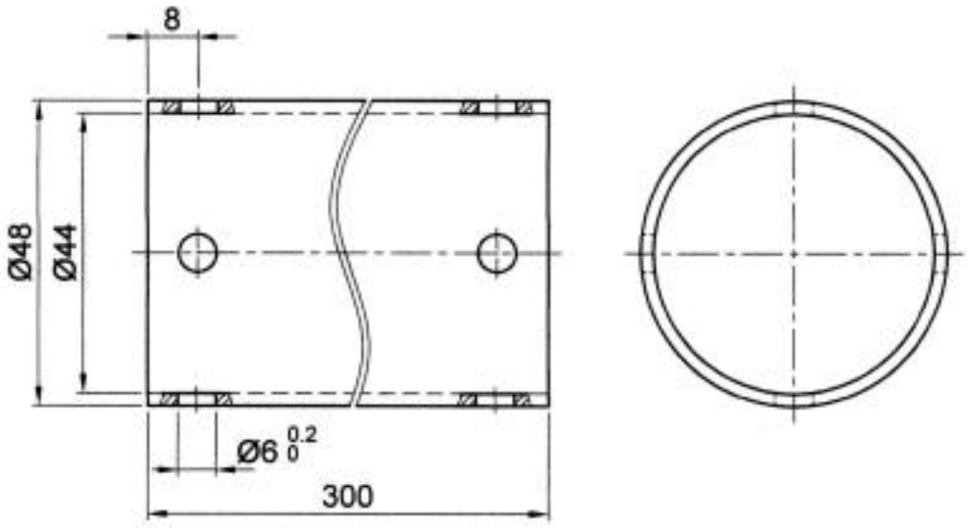


2	1	Nozzle	Alu	Ø45x55	
STUK NR.	AAN-TAL	BENAMING	MATERIAAL	NORM RUWE MAAT	OPMERK. / NORM
SCHAAL: 1:1		RAKETMOTOR		KLAS: 6TIW	DATUM: 2023/01/16
				GETEKEND: Amon-Nicholas	
				GEZIEN: BAEN	
		DON BOSCO T.I. Sint-Denijs-Westrem		IDENT. NR.:	A4



Algemene tolerantie ISO286
Afrondingen gleuf: R0,5

1	1	Deksel	Alu	ø45x25	
STUK NR.	AAN-TAL	BENAMING	MATERIAAL	NORM RUWE MAAT	OPMERK. / NORM
SCHAAL: 1:1		RAKETMOTOR		KLAS: 6TIW	DATUM: 2023/01/16
				GETEKEND: Amon-Nicholas	
				GEZIEN: BAEN	
		DON BOSCO T.I. Sint-Denijs-Westrem		IDENT. NR.:	A4



Algemene tolerantie ISO286

3	1	buis	Alu	Ø48x315	
STUK NR.	AAN-TAL	BENAMING	MATERIAAL	NORM RUWE MAAT	OPMERK. / NORM
SCHAAL: 1:1		RAKETMOTOR		KLAS: 6TIW	DATUM: 2023/04/17
				GETEKEND: Amon-Nicholas	
				GEZIEN: BAEN	
		DON BOSCO T.I. Sint-Denijs-Westrem		IDENT. NR.:	A4

6.6 Testrail 2

Om de aluminium motor te testen, hebben we een testrail nodig die steviger is en een grotere kracht kan meten. Daarom ontwierpen we testrail 2, gemaakt uit hout en uitgerust met load cells om de kracht te meten. De nieuwe testrail bevat nog een aantal stukken die we hebben gerecupereerd van de vorige, zoals de lagers, de metalen staven en sommige ge-3D-printe stukken. De houten onderdelen van de testrail werden uitgesneden met een watercutter. Één van de redenen dat we een nieuwe testrail nodig hadden, is omdat de krachtsensor die we gebruikten maar 50 N aan kracht aankon. Daarom bevestigden we nu vier load cells die elk tot 50 kg kunnen meten, dat is een maximale kracht van ongeveer 1960 N. Deze maximale kracht is dus meer dan genoeg voor het uitmeten van de kracht van de aluminium motor.

Figuur 93: Testrail 2

De load cells verbonden we via een brug van Wheatstone aan de HX711 load cell amplifier. Deze is nodig om de waardes van de load cells correct uit te lezen. De signalen die de HX711 ons levert kunnen we dan uitlezen met een Arduino. Gebruik makend van een datalogger kunnen we dan achteraf de kracht gegevens van de motor bekijken en een thrust-curve construeren. De code nodig om deze gegevens te bemachtigen, wordt op de volgende pagina weergegeven.

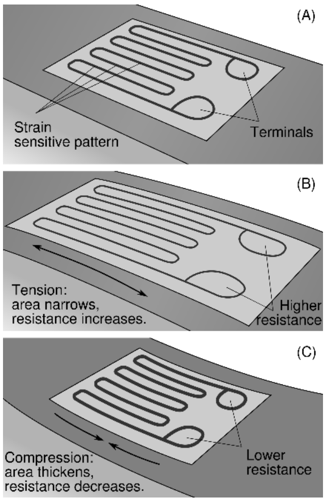
```
#include <HX711_ADC.h>
#if defined(ESP8266
#include <EEPROM.h>
#include <SD.h>
#endif

HX711_ADC LoadCell(2,3);

const int calVal_calVal_eepromAdress = 0;

void setup() {
  Serial.begin(9600);
  float calibrationValue;
  calibrationValue = 2138.36; //Deze waarde is calibratiewaarde.
  LoadCell.begin();
  unsigned long stabilizingtime = 2000; //De precisie van de ijking.
  boolean _tare = true;
  LoadCell.start(stabilizingtime, _tare);
  LoadCell.setCalFactor(calibrationValue);
}

void loop() {
   SD.begin(4); //CS
   LoadCell.update();   //Lees de load cells uit en schrijf de data op het
SD-kaartje
   File force = SD.open("force.txt",FILE_WRITE);
   force.println(LoadCell.getData());
   force.close();
   delay(10);     //100 keer per seconde een meting uitvoeren.
}
```

In vergelijking met de eerste testrail zien wij een grote verbetering. Problemen die wij toen hebben ondervonden zijn opgelost.

6.7 Load cell

Load cells (belastingscellen) worden veelvuldig gebruikt in de industrie en andere toepassingen. Een load cell is een elektronisch apparaat dat in staat is om een gewicht te meten en te vertalen naar een elektrisch signaal. Een load cell is opgebouwd uit een stalen of aluminium behuizing waarin een rekstrookje of meerdere rekstrookjes zijn gemonteerd. Deze rekstrookjes zijn gevoelig voor vervorming wanneer er kracht op wordt uitgeoefend, zoals bij het plaatsen van een gewicht op de load cell. De vervorming van de rekstrookjes, door de plooiing van het metaal, zorgt voor een verandering in weerstand. Het signaal dat gemeten wordt, kan worden omgezet naar een digitaal signaal dat verder verwerkt kan worden door een computer of een ander elektronisch apparaat.

Figuur 94: Load cells



Figuur 95: Rekstrookje in werking

Zulke load cells zijn zeer sterk en kunnen een groot gewicht verdragen, zo zijn er ook load cells die tussen de 750 kg en 200 ton kunnen weerstaan. Zo worden ze ook gebruikt om bijvoorbeeld materiaal te meten dat in een container wordt geladen, of om de spanning te meten die wordt uitgeoefend op een brug of een gebouw. Er zijn verschillende soorten load cells beschikbaar, die elk hun eigen kenmerken hebben. De meest gebruikte zijn buigstaaf load cells, S-type load cells en schotelvormige load cells. Buigstaaf load cells worden gebruikt voor het meten van lage tot middelhoge krachten, terwijl schotelvormige load cells worden gebruikt voor het meten van hoge krachten. S-type load cells hebben een hogere nauwkeurigheid en worden vaak gebruikt in laboratoria en andere toepassingen waar precisie van belang is.

6.8 Test van de aluminium motor

De aluminium motor werd getest op testrail 2. De motor deed wat er werd beloofd en met veel lawaai schoot hij in gang. Het tegengewicht dat we tegen de testrail plaatsten was echter niet groot genoeg, waardoor de motor deze bijna direct in beweging zette. Door de verschuiving van de elektronica zijn er enkele draden beschadigd geraakt, met als gevolg een meting die werd stopgezet. Op de meting is juist nog te zien dat de motor na tientallen milliseconden een kracht van 65 newton leverde. Al kunnen we van het beeldmateriaal en de simulatie besluiten dat het heel wat meer was. Uit het beeldmateriaal is af te leiden dat de verbrandingsduur ongeveer twee seconden bedroeg.

Het verschil in sterkte tussen de test van de eerste motor en de test van de aluminium motor was duidelijk merkbaar. Ondanks de beperkingen van het tegengewicht op testrail 2, presteerde de aluminium motor naar verwachting. Om de volgende keer de testomstandigheden te verbeteren en nauwkeurigere metingen te verkrijgen, zullen we verschillende stappen ondernemen. Allereerst zullen we ervoor zorgen dat er een geschikt tegengewicht aanwezig is op de testrail, dat voldoende groot is om een gecontroleerde start van de motor te garanderen. Dit zal de potentiële schade aan de draden en apparatuur voorkomen.

Figuur 96: Aluminium motor test

Na het openhalen van de motor merkten we dat er een heel stuk van de straalpijp weggesleten was. Dit komt door de hoge snelheid en temperaturen van de uitlaatgassen. Ook de voorste dichtingsring was voor een deel weggesmolten. De afdichting en de aluminium behuizing bleven wel volledig intact. Om de motor dus te hergebruiken, zouden we een nieuwe straalpijp moeten laten maken.

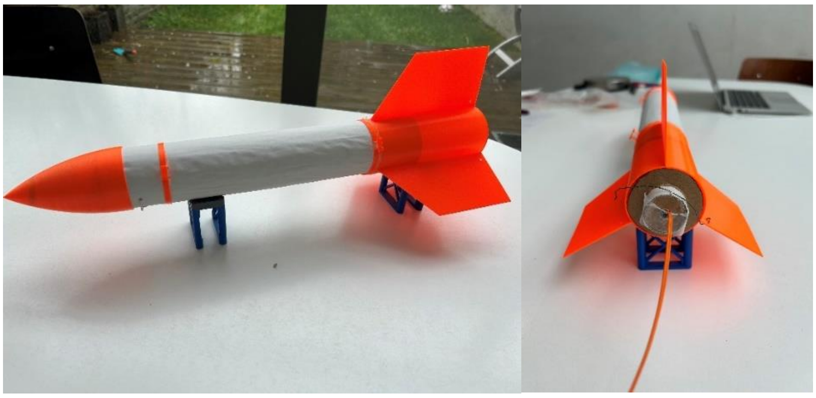
Figuur 97: Uitgesleten straalpijp

VII. Bouw van de raket

In dit hoofdstuk bespreken we het traject van het bouwen van de raket. We leggen uit hoe we de raketten maakten en wat onze ondervindingen waren na de lanceringen. Op het einde van dit hoofdstuk tonen we hoe we het eindproduct hebben gemaakt en hoe we alle onderdelen hebben geïntegreerd.

7.1 De eerste raket

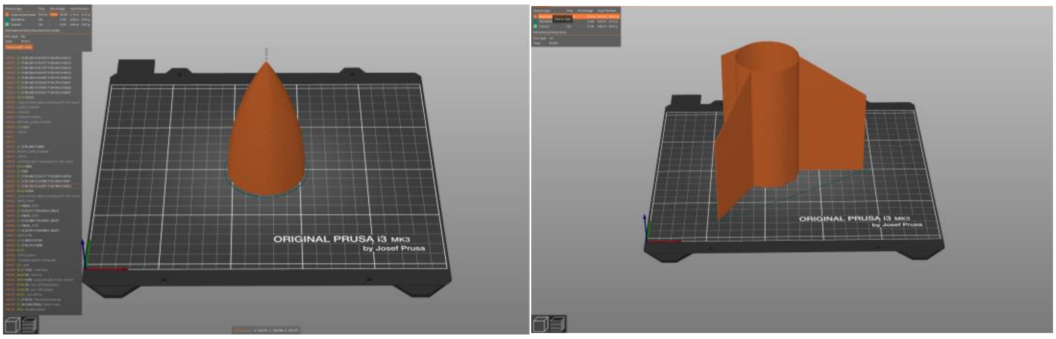
Voordat we een grote raket maken, is het belangrijk dat we met iets kleins beginnen om zo geleidelijk aan naar het grote eindproduct toe werken. De eerste raket was daarom een belangrijke stap in de ontwikkeling van de raket die uiteindelijk de elektronica de lucht in zal brengen. De body van de raket werd op dezelfde manier gemaakt als de motoren. Vele vellen papier werden rond een buis gerold en werden met houtlijm tot één geheel vastgemaakt. Rond de buis werden twee ringen met haakjes bevestigd, deze werden later gebruikt om de raket aan een lanceerplatform te bevestigen. De motor werd aan de onderkant in de raket geschoven en werd daarna vastgehouden door een ijzerdraadje. Deze raket beschikte niet over een elektrisch systeem.



Figuur 98: De eerste raket

7.1.1 Neus en vinnen

De neus en vinnen van de raket werden ontworpen in SolidWorks. Hierna werden ze met de 3D-printer uitgeprint in PETG. We maakten ook gebruik van de ‘spiral vase’ functie in de printer. Deze functie zorgt ervoor dat de printer de stukken in één keer uitprint zonder zijn kop op te heffen. Dit zorgt voor een sterk en strak onderdeel dat zeer licht is. We kozen voor deze raket ook een ogive als vorm van de neus in tegenstelling tot een ellips, dit omdat het onderdeel dan zonder ondersteuning met de ‘spiral vase’ functie kan geprint worden.



Figuur 99: Neus en vinnen in PrusaSlicer

7.1.2 Parachute

De kleine raket beschikte over een klein parachute systeem dat werkte door de zwaartekracht. Wanneer de raket terug naar beneden zou vallen, zou de neus loskomen en de parachute mee uit de raket trekken. Hiervoor werd een klein gewichtje in de top van de neus bevestigd. Een touwtje zorgde er dan voor dat de parachute werd meegetrokken. De parachute voor deze raket hebben we niet zelf gemaakt, het was een katoenen parachute van een noodbaken.

Figuur 100: Parachute systeem

7.2 De eerste test

Voor de lancering werd de raket aan een aluminiumprofiel bevestigd dat diende als het lanceerplatform. De raket gleed met de voorziene haakjes langs de gleuf van dit profiel. Als ontsteking gebruikten we een elektrische ontsteker. Na de ontsteking bleef de raket op zijn plaats zitten terwijl de motor op volle kracht aan het werken was. Je zou denken dat de raket te zwaar zou zijn voor de motor, maar wij denken echter dat het lanceerplatform de lancering tegen werkte. We vermoeden dat raket moeite had om zich zonder wrijving van het lanceerplatform te verwijderen. We kunnen dit natuurlijk niet met zekerheid zeggen omdat ook de vinnen van de raket na de lanceerpoging aan het aluminiumprofiel vast waren gesmolten. Enkele seconden na de ontsteking begon ook de behuizing langs de zijkanten weg te branden, dit resulteerde in een grote vlam langs de zijkant van de raket. Deze vlam zorgde ervoor dat de vinnen helemaal wegsmolten.

Figuur 101: De eerste raket tijdens lanceerpoging

Uit deze test kunnen we twee dingen leren. We hebben een beter lanceringssysteem nodig waarbij de raket zonder wrijving het platform kan verlaten. Ook moeten we de motor van de raket beter isoleren. Het karton om de motor te bevestigen vervangen we beter door bijvoorbeeld hout, dat minder snel ontbrant dan karton. De behuizing voor deze motoren mag ook sterker zodat de vlam de motor alleen via de straalpijp kan verlaten.

Figuur 102: Raket na lanceerpoging

7.3 De tweede test

Voor de tweede test konden we zo goed als alle onderdelen van de raket opnieuw gebruiken. Het enige wat we moesten vervangen waren de vinnen en er moest een nieuw motor gemaakt worden. Door de conclusie van de vorige test isoleerden we de motor van de raket door enkele lagen tape aan de behuizing aan te brengen. Ook maakten we een sterkere motor, met een nauwere straalpijp. Het lanceerplatform was zo goed als identiek.

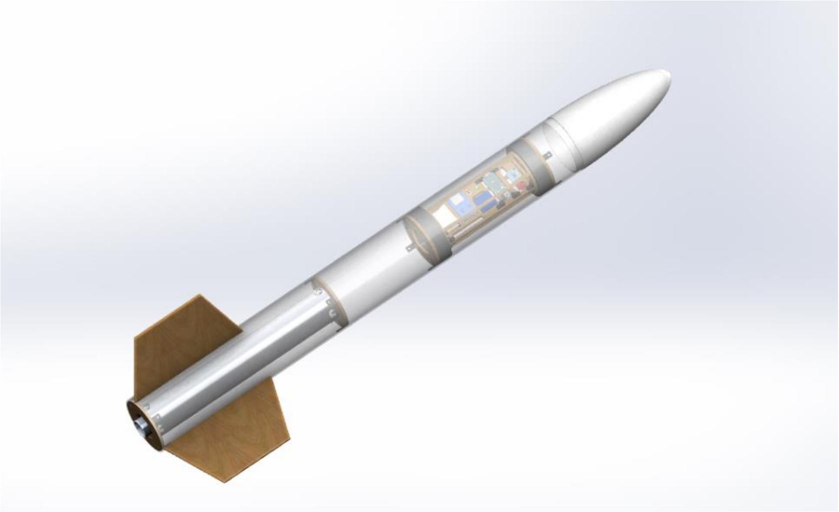
Na de ontsteking kwam de raket redelijk snel op kracht. Enkele milliseconden nadat de raket in beweging kwam, schoot de straalpijp los van de raketmotor. Hierdoor verloor de raket aan kracht en vloog hij door zijn inertie een drietal meter hoog. We kunnen hieruit besluiten dat de straalpijp veel beter aan de raketmotor moet bevestigd worden. Het parachutesysteem hebben we nog niet in werking gezien, omdat de hoogte die de raket maakte hiervoor niet groot genoeg was.

Figuur 103: De tweede test

7.4 Grote raket

Uiteindelijk zijn we niet gekomen aan de raket die we oorspronkelijk wilden maken. Hiervoor hadden we niet genoeg tijd. We hebben echter wel de verschillende onderdelen theoretisch kunnen bespreken en sommige zelfs gerealiseerd. De motor voor de raket werd gebouwd, het parachute-systeem is onderzocht en de elektronica werd gebouwd. We hebben ook veel testen uitgevoerd voor verschillende motoren, wat geleid heeft tot het maken van de aluminium motor.

We hebben ook al een prototype ontworpen voor de grote raket, maar we weten dat deze niet bij de eerste poging zou werken. Er zou dus nog veel meer werk moeten gebeuren om deze raket in de lucht te krijgen.



Figuur 104: Het prototype

VIII. Logboek

Wanneer	Wie	Wat	Hoelang
05/09/'22	Amon en Nicholas	Opstellen van het informatiedossier	02:00
07/09/'22	Amon en Nicholas	Bespreking over de GIP, informatiebronnen verzamelen	04:00
07/09/'22	Amon	Informatie opzoeken	02:00
07/09/'22	Nicholas	Informatie opzoeken	02:00
10/09/'22	Amon	SolidWorks Flow Simulation, C_D-waarde berekening	02:00
10/09/'22	Nicholas	Boek over de aerodynamica van een vliegtuig lezen	02:00
12/09/'22	Amon en Nicholas	Verloop van het project bespreken tijdens de les	02:00
12/09/'22	Amon	Informatie opzoeken over raketmotoren	01:00
17/09/'22	Amon	Ontwerpen van de testrail, onderzoek naar zijn sensoren	03:00
19/09/'22	Amon en Nicholas	Verder werken aan het project op school	02:00
19/09/'22	Nicholas	Beginnen met het schrijven van de inleiding van het dossier	01:00
22/09/'22	Nicholas	Verder werken aan de inleiding, hiervoor informatie opzoeken	03:30
26/09/'22	Amon en Nicholas	Eerste bespreking met de mentor, eerste versie van de motoren maken	02:00
26/09/'22	Amon	Verder werken aan de testrail	00:45
01/10/'22	Amon	Werken aan het hoofdstuk over GPS	02:00
08/10/'22	Amon	Werken aan het hoofdstuk over het beeldmateriaal	01:00
08/10/'22	Nicholas	Werken aan het hoofdstuk over epoxy, informatie over de ontsteking	01:45
10/10/'22	Amon en Nicholas	Informatie die afgelopen lessen werd verzameld overlopen	02:00
11/10/'22	Amon en Nicholas	Maken van de eerste presentatie	02:45
12/10/'22	Amon en Nicholas	Verder werken aan het maken van de eerste versie raketmotoren	00:45
17/10/'22	Amon	Programmeren van de hoogtemeter	02:00
22/10/'22	Amon	Verder programmeren aan de elektronica	08:00
26/10/'22	Amon	Ontwerpen van de avionicsbay in SolidWorks	06:00
31/10/'22	Nicholas	Informatie voor het project opzoeken, bedrijf contacteren	00:30
02/11/'22	Nicholas	Verder werken aan de inleiding	04:00
05/11/'22	Nicholas	Straalpijp ontwerpen voor de eerste raketmotor	01:30
07/11/'22	Amon en Nicholas	Verder werken aan het verslag	03:00
08/11/'22	Amon en Nicholas	Maken van raketbrandstof voor de eerste raketmotor	03:00
09/11/'22	Amon	Een stuk over de avionicsbay in het verslag schrijven	03:00
09/11/'22	Nicholas	Een stuk over de brandstof in het verslag schrijven	02:30
14/11/'22	Amon en Nicholas	Test van de eerste raketmotoren	03:00
14/11/'22	Nicholas	Voorblad en ontwerp van het dossier maken	04:00
15/11/'22	Amon	Verder werken aan het hoofdstuk over de GPS	02:30

Wanneer	Wie	Wat	Hoelang
16/11/’22	Nicholas	Het hoofdstuk over de motor schrijven	02:00
19/11/’22	Amon	Hoofdstuk over de neus, simulatie vergelijking van de vormen	11:00
20/11/’22	Amon	Hoofdstuk over de testrail maken	01:00
20/11/’22	Nicholas	Veder werken aan de inleiding over de ruimtevaart	01:00
20/11/’22	Amon en Nicholas	Verloop van het project overlopen	01:00
26/11/’22	Nicholas	Verwerking van de commentaar na de eerste presentatie	01:00
27/11/’22	Nicholas	Wiskundige formules voor de vormen van de neus	02:00
02/12/’22	Amon	Beginnen met het tekenen van de aluminium motor	03:00
06/12/’22	Amon	Werken aan de pré-gip presentatie	01:00
09/12/’22	Amon en Nicholas	Bespreken wie wat gaat zeggen op de pré-gip presentatie	01:00
09/12/’22	Nicholas	Werken aan de pré-gip presentatie	02:00
10/12/’22	Nicholas	Verder werken aan de inleiding over ruimtevaart	04:00
11/12/’22	Nicholas	Verder werken aan het dossier	03:00
17/12/’22	Amon	Hoofdstuk over impuls maken	01:00
18/12/’22	Nicholas	Deel over neus in de inleiding schrijven	02:30
20/12/’22	Amon	Hoofdstuk over de vinnen schrijven	03:00
20/12/’22	Nicholas	Hoofdstuk over brandstof in de inleiding schrijven	01:30
23/12/’22	Amon	Aanpassingen aan de aluminium motor maken	01:00
24/12/’22	Amon	Verder werken aan het dossier	01:00
24/12/’22	Nicholas	Hoofdstuk over Airtag en vinnen in de inleiding	03:00
27/12/’22	Amon	Solderen en in elkaar zetten van de elektronica	04:00
27/12/’22	Nicholas	Hoofdstuk over de MEMS	03:00
28/12/’22	Amon	Programmeren	02:00
29/12/’22	Nicholas	Onderzoek naar verschillende parachute systemen	05:00
03/01/’23	Amon	Hoofdstuk over impulsverandering maken	05:00
04/01/’23	Amon	Hoofdstuk over de theorie van de straalpijp maken	05:00
04/01/’23	Nicholas	Maken van een parachutesysteem en testen	01:30
07/01/’23	Amon	Hoofdstuk over de theorie van de straalpijp maken	02:00
07/01/’23	Nicholas	Meert tests uitvoeren met de parachute	03:30
08/01/’23	Amon	Hoofdstuk over de theorie van de straalpijp maken	01:00
09/01/’23	Nicholas	Printen van een neus	01:00
09/01/’23	Amon en Nicholas	Bespreken van wat er tijdens de vakantie gebeurd is en wat er de komende weken moet gebeuren	03:00
10/01/’23	Amon	Maken van papieren rolletjes voor raketmotoren	03:00
10/01/’23	Nicholas	Aanpassing maken aan de neus na de resultaten van de print	01:30
13/01/’23	Amon en Nicholas	Brandstof maken	01:00
14/01/’23	Amon	Nieuwe versie motoren maken en testen	05:00
16/01/’23	Amon en Nicholas	Bespreking van het project	03:00
23/01/’23	Amon en Nicholas	Met Mr. Baekelandt technisch tekeningen maken in AutoCAD voor de realisatie van de aluminium motor	03:00
24/01/’23	Amon	Bronnen op orde brengen	00:45
29/01/’23	Amon	Hoofdstuk over drukpunt en Flow Simulation maken	01:30
30/01/’23	Amon en Nicholas	Website ontwerpen om het beeldmateriaal van de test in op te slaan	03:00
31/01/’23	Amon	Hoofdstuk over de uitwerking van de motor maken	01:00

Wanneer	Wie	Wat	Hoelang
01/02/’23	Nicholas	Verder werken aan de inleiding in het dossier	02:00
01/02/’23	Amon	Hoofdstuk over de reactiesnelheid maken	02:00
02/02/’23	Amon	Verder werken aan de uitwerking van de motor	01:00
03/02/’23	Nicholas	Hoofdstuk videomateriaal maken en werken aan de site	02:30
04/02/’23	Nicholas	Onderzoek doen naar SPI communicatie	02:00
05/02/’23	Nicholas	Hoofdstuk SPI maken	02:00
05/02/’23	Amon	Verder werken aan het dossier	02:30
06/02/’23	Amon en Nicholas	Bespreking over het project met mentor, verbeteringen van het document uitvoeren	03:00
08/02/’23	Nicholas	Hoofdstuk over navigatiesystemen (IMS)	07:00
08/02/’23	Amon	Hoofdstuk over het drukpunt opnieuw maken	02:00
09/02/’23	Amon en Nicholas	Hoofdstuk parachute en Kalman-filter maken	01:00
09/02/’23	Nicholas	Verder werken aan de Kalman-filter	01:00
10/02/’23	Amon	Aanpassingen doen aan het hoofdstuk over de straalpijp	00:30
10/02/’23	Nicholas	Onderzoek naar de Kalman-fliter	01:00
12/02/’23	Nicholas	Geschiedenis van de ruimtevaart, nucleaire systemen, milieu	02:30
20/02/’23	Nicholas	Hoofdstuk Space Shuttle vs SLS maken	02:30
25/02/’23	Nicholas	Hoofdstuk re-entry, de inleiding afwerken	03:00
04/03/’23	Amon	Ontwerpen van testrail 2	01:30
05/03/’23	Amon	Hoofdstuk over voortstuwingskracht maken	03:00
16/03/’23	Amon	Beginnen met de volledige raket te tekenen	01:30
17/03/’23	Amon	To do lijstje maken, bronnen op orde brengen	01:00
18/03/’23	Amon en Nicholas	Vuurpijlen maken en testen op de infodag	03:30
18/03/’23	Nicholas	Testen van de infodag op de website toevoegen	02:00
18/03/’23	Amon	Werken in SolidWorks en het dossier	07:00
20/03/’23	Nicholas	Verder werken aan het hoofdstuk over de parachute	03:00
21/03/’23	Amon	Opmaak van het dossier volledig opnieuw doen	04:00
26/03/’23	Amon	Hoofdstuk over de stuwkracht coëfficiënt maken	01:00
27/03/’23	Nicholas	Oplossing zoeken voor de buis van de aluminium motor	03:00
28/03/’23	Nicholas	Verder onderzoek naar de parachute, aanpassingen dossier	01:00
31/03/’23	Amon	Bouwen van een eerste volwaardige raket	06:00
01/04/’23	Amon	Lancering van de eerste volwaardige raket, verbeteren	04:00
04/04/’23	Amon	Tweede versie van de raket maken, code afwerken	03:00
06/04/’23	Nicholas	Hoofdstuk AutoCAD maken	07:00
15/04/’23	Nicholas	Uitwerking van de formules voor de hoogteberekening	03:30
15/04/’23	Amon	Maken van tweede raket en lancering ervan	04:00
19/04/’23	Amon	Aluminum motor in het dossier en realisatie ervan	04:00
22/04/’23	Amon	Maken van papieren rolletjes voor de brandstof van de motor	01:00
24/04/’23	Amon en Nicholas	Voorwoord en bronvermelding volledig afwerken	03:00
24/04/’23	Amon	Logboek volledig van Excel naar het dossier overzetten	02:00
26/04/’23	Amon	Mallen ontwerpen voor onderdelen voor de KNSB te gieten	02:00
27/04/’23	Nicholas	Werken aan het hoofdstuk over de parachute	03:30
28/04/’23	Nicholas	Werken naan het hoofdstuk over de load cells	03:00
01/05/’23	Amon	Dossier nalezen	07:00
01/05/’23	Nicholas	Dossier nalezen	02:30
03/05/’23	Amon	Hoofdstukje over de testrail 2 en load cells schrijven	01:30

Wanneer	Wie	Wat	Hoelang
04/05/’23	Nicholas	Parachute maken en testen uitvoeren	04:30
05/05/’23	Amon	Formules voor de rakende ogive bewijzen	02:00
06/05/’23	Amon	Tekening maken voor de parabool	00:30
07/05/’23	Amon	Valbeweging met luchtweerstand	02:30
07/05/’23	Nicholas	Valbeweging met luchtweerstand	01:30
08/05/’23	Amon	O-ringen uitzoeken en bewijzen van de hoogteformule	03:00
09/05/’23	Amon	Hoogteformule invoegen	00:45
09/05/’23	Amon	Testrail 2 in elkaar zetten	01:10
11/05/’23	Nicholas	Website afwerken met beeldmateriaal	02:00
13/05/’23	Amon	Brandstof maken	06:00
13/05/’23	Nicholas	Formules omvormen valbeweging	04:00
14/05/’23	Amon	Aluminium motor afmaken	01:00
14/05/’23	Nicholas	Formules integreren valbeweging	03:00
14/05/’23	Amon en Nicholas	Laatste voorbereidingen	01:00
15/05/’23	Amon en Nicholas	Programmeren van testrail 2 en het uitvoeren van de test van de aluminium motor	04:00
21/05/’23	Nicholas	Nalezen en verbeteren	01:30
22/05/’23	Amon en Nicholas	Dossier verbeteren, eindpresentatie voorbereiden	04:00
24/05/’23	Amon	Dossier finaliseren	01:00

IX. Bibliografie

[1] *Space Race Timeline*. (z.d.). Royal Museums Greenwich. https://www.rmg.co.uk/stories/topics/space-race-timeline

[2] *Home | Virgin Galactic*. (z.d.). https://www.virgingalactic.com/

[3] *De verschillende luchtlagen in de atmosfeer*. (2022, 25 september). NoodweerBenelux. https://www.noodweer.be/verschillende-luchtlagen-atmosfeer/

[4] *Overview | About RPS – NASA RPS: Radioisotope Power Systems*. (z.d.). NASA RPS: Radioisotope Power Systems. https://rps.nasa.gov/about-rps/overview/

[5] *Plutonium-238 – Beyond NERVA*. (z.d.). https://beyondnerva.com/radioisotope-power-sources/radioisotope-selection-for-rhu-fuels/plutonium-238/

[6] T. (2015, 11 augustus). *How a Kalman filter works, in pictures | Bzarg*. https://www.bzarg.com/p/how-a-kalman-filter-works-in-pictures/

[7] Kim, Y., & Bang, H. (2018, 5 november). *Introduction to Kalman Filter and Its Applications*. IntechOpen eBooks; IntechOpen. https://doi.org/10.5772/intechopen.80600

[8] *What is an Inertial Navigation System?* (z.d.). VectorNav. https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-articles/what-is-an-ins

[9] Wijgerse, F. (z.d.). *Space Shuttle*. https://www.sterrenkunde.nl/index/encyclopedie/spaceshu.html

[10] *Solid Rocket Booster (SRB) Refurbishment Practices*. (1994). NASA Llis. https://llis.nasa.gov/lesson/836

[11] *Space Launch System Solid Rocket Booster*. (2016). NASA. https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/sls_solid_rocket_booster_fs_03122018.pdf

[12] *NASA - Winter Wonder: Rocket Icicles*. (z.d.).

https://www.nasa.gov/mission_pages/constellation/multimedia/cece.html

[13] *Ram Air Parachute Design*. (z.d.). Scribd. https://www.scribd.com/document/177363346/Ram-Air-Parachute-Design#

[14] Carpels, L. C. & Ben-Air Flight Academy N.V. (2021). *Vluchtbeginselen voor de privé piloot*.

[15] *Rocket Center of Pressure*. (z.d.). https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktcp.html

[16] De Ridder. (2022). *Elementaire kegelsneden: De parabool*.

[17] Campbell, S. (2021, 14 november). *Basics of the I2C Communication Protocol*. Circuit Basics. https://www.circuitbasics.com/basics-of-the-i2c-communication-protocol/

[18] Haas, D. W. (2013). *Een draadloze sensor voor het monitoren van bederfelijke producten | TU Delft Repositories*. https://repository.tudelft.nl/islandora/object/uuid:d540c961-f7e5-46de-9dce-74c1b4fba528?collection=education

[19] Dhaker, P. (z.d.). *Introduction to SPI Interface*. AnalogDialogue. https://www.analog.com/en/analog-dialogue/articles/introduction-to-spi-interface.html

[20] Anderson, J. (2021). *ISE Introduction to Flight: Definition Of The Standard Atmosphere* (9de editie). McGraw Hill.

[21] Kant, H. (2022, 31 januari). *NMEA 0183, de taal van GPS, uitgelegd van A tot Z*. GPS-SYSTEEM.NL. https://www.gps-systeem.nl/nmea-0183/

[22] *TinyGPS++ | Arduiniana*. (z.d.). http://arduiniana.org/libraries/tinygpsplus/

[23] engineerguy. (2012, 22 mei). *How a Smartphone Knows Up from Down (accelerometer)* [Video]. YouTube. https://www.youtube.com/watch?v=KZVgKu6v808

[24] Moor, W. de. (2022, 17 december). *Je broekzak vol mems - Het mechanische broertje van de chip belicht*. Tweakers. https://tweakers.net/reviews/10698/all/je-broekzak-vol-mems-het-mechanische-broertje-van-de-chip-belicht.html

[25] *Properly sizing parachutes for your rockets: Newsletter 149*. (2005, 7 oktober). Apogee Rockets. Geraadpleegd op 27 april 2023, van https://apogeerockets.com/education/downloads/Newsletter149.pdf

[26] De Ridder, N. (2022). *differentiaalvergelijking van tweede orde*.

[27] Anderson, J. (2021). *ISE Introduction to Flight: Jet Propulsion - The Thrust Equation* (9de editie). McGraw Hill.

[28] *Basics of Space Flight: Rocket Propulsion*. (z.d.). http://www.braeunig.us/space/propuls.htm

[29] *De laval nozzle | Engineering | Fandom*. (z.d.). Engineering. https://engineering.fandom.com/wiki/De_laval_nozzle

[30] *Richard Nakka's Experimental Rocketry Site*. (z.d.). https://www.nakka-rocketry.net/th_nozz.html

[31] *Richard Nakka's Experimental Rocketry Site*. (z.d.). http://www.nakka-rocketry.net/th_thrst.html

[32] Wikipedia contributors. (2022, 22 oktober). *Model rocket motor classification*. Wikipedia. https://en.wikipedia.org/wiki/Model_rocket_motor_classification

[33] *Richard Nakka's Experimental Rocketry Site*. (z.d.). https://www.nakka-rocketry.net/burnrate.html

[34] Tech Ingredients. (2020, 24 december). *DIY Rocket Engines - Easy and Cheap!* YouTube. https://www.youtube.com/watch?v=nPM3KcHzN6I